

**CONSTRUCCIÓN DE ALGUNAS PARTES DE LA AERONAVE X-01 FAC**

**ANDRES FELIPE TORRES RECALDE  
JUAN GABRIEL TORRES RECALDE**

**UNIVERSIDAD AUTONOMA DE OCCIDENTE  
FACULTAD DE INGENIERIA  
DEPARTAMENTO DE ENERGÉTICA Y MECÁNICA  
PROGRAMA DE INGENIERIA MECÁNICA  
SANTIAGO DE CALI  
2007**

**CONSTRUCCIÓN DE ALGUNAS PARTES DE LA AERONAVE X-01 FAC**

**ANDRES FELIPE TORRES RECALDE  
JUAN GABRIEL TORRES RECALDE**

**Pasantia para optar el Titulo de  
Ingeniero Mecánico**

**Director**

**JULIÁN PORTOCARRERO HERMANN  
Ingeniero Mecánico – Est. Doctorado en Ing. Con Énfasis en Ing. de  
Materiales**

**UNIVERSIDAD AUTONOMA DE OCCIDENTE  
FACULTAD DE INGENIERIA  
DEPARTAMENTO DE ENERGÉTICA Y MECÁNICA  
PROGRAMA DE INGENIERIA MECÁNICA  
SANTIAGO DE CALI  
2007**

**Nota de aceptación:**

Aprobado por el Comité de Grado en cumplimiento de los requisitos exigidos por la Universidad Autónoma de Occidente para optar el título de Ingeniero Mecánico

**Ing. JULIÁN PORTOCARRERO HERMANN**

Director

Santiago de Cali, 25 de Junio de 2007

## **AGRADECIMIENTOS**

Expresamos nuestro agradecimiento a:

Ing. Julián Portocarrero, Docente del Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (C.I.T.A). Por su grandiosa colaboración para la realización de este proyecto, además por sus sugerencias, paciencia y correcciones que fueron de gran ayuda.

Ing. Jaime Aguilar Marmolejo, Director del Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (C.I.T.A). Por permitirnos participar y proveernos de los recursos necesarios para el desarrollo de este importante proyecto.

CONTENIDO	Pág.
RESUMEN	10
INTRODUCCIÓN	11
1. OBJETIVOS	13
1.1 OBJETIVO GENERAL	13
1.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS	13
2. MARCO TEÓRICO	14
2.1 SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL	15
2.2.EJES DEL AVION	16
2.2.1 Superficies primarias	17
2.2.2 Compensadores	21
2.2.3 Superficies Secundarias	22
2.3 MATERIALES COMPUESTOS	25
2.3.1 Tipos de Materiales Compuestos	27
2.3.2 Materiales Compuestos Reforzados con Fibras	29
2.3.3 Limitaciones	32
2.3.4 Material Compuesto con Fibra de Carbono	33
2.3.5 Material Compuesto con Fibra de Vidrio	36
2.3.6 Polimeros	37
2.3.7 Clasificación de los Polímeros	37
3. DESARROLLO DE LA PASANTIA	40

3.1 ETAPAS DE LA PASANTÍA	40
3.2 PRIMERA PARTE	40
3.2.1 Fabricación del Modelo del Ala Izquierda	41
3.2.2 Fabricación del Molde del Ala Izquierda	47
3.2.3 Construcción del Modelo y Fabricación del Cannart de la Aeronave	55
3.2.4 Reparación del Modelo (o Positivo) del Estabilizador Vertical	57
3.2.5 Fabricación del Modelo del Estabilizador Vertical	60
3.3 SEGUNDA PARTE	64
3.3.1 Materiales Usados en la Construcción de los Modelos	64
3.3.2 Evaluación de los Materiales Empleados	71
4. ANALISIS DE LOS RESULTADOS	75
4.1 RESISTENCIA A LA TRACCION DE LA RESINA POLIESTER ESTER VINILESTER	75
4.2 RESISTENCIA A LA TRACCION DE LA MATRIZ COMPUESTA	78
4.3 RESISTENCIA A LA FLEXION DE LA MATRIZ COMPUESTA	82
5. CONCLUSIONES	86
6. RECOMENDACIONES	87
BIBLIOGRAFIA	89

## LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Ejes del avión y los movimientos sobre ellos <sup>1</sup>	17
Figura 2. Alerones y mando de control <sup>1</sup>	18
Figura 3. Funcionamiento de los alerones <sup>1</sup>	18
Figura 4. Timón de profundidad y mando de control <sup>1</sup>	19
Figura 5. Funcionamiento del timón de profundidad <sup>1</sup>	20
Figura 6. Timón de dirección y pedales de control <sup>1</sup>	20
Figura 7. Funcionamiento del Timón de dirección <sup>1</sup>	21
Figura 8. Flaps y ángulos de extensión <sup>1</sup>	22
Figura 9. Distintos tipos de Flaps <sup>1</sup>	24
Figura 10. Slats <sup>1</sup>	24
Figura 11. Spoilers o aerofrenos <sup>1</sup>	25
Figura 12. Relación de aspecto (L/d) para fibras	29
Figura 13. Efecto del tamaño de grieta sobre el esfuerzo de fractura	31
Figura 14. Módulo de Young respecto a la densidad para algunos materiales utilizados como fibras de refuerzo en materiales compuestos.	33
Figura 15. Fibra de vidrio.	37
Figura 16. Perfil raíz NACA 63 <sub>3</sub> 418 del ala izquierda	41
Figura 17. Perfil extremo NACA 63 <sub>3</sub> 418 del ala izquierda	41
Figura 18. Perfil de Raíz y Bloque de Icopor	42
Figura 19. Perfil de Extremo y Bloque de Icopor	42
Figura 20. Maquina cortadora de Icopor	42
Figura 21. Positivo cortado y lijado	43
Figura 22. Recubrimiento y Refuerzo del positivo	44
Figura 23. Positivo Recubierto	44
Figura 24. Positivo fijado en mecanismo de suspensión	46
Figura 25. Positivo pintado con vary primer	47
Figura 26. Positivo pintado con poliuretano y encerado a mano	48
Figura 27. Aplicación de cera liquida en el positivo	49
Figura 28. Aplicación del gel coat en el positivo.	49
Figura 29. Aplicación de capa de fibra picada	51
Figura 30. Aplicación de resina	51
Figura 31. Aplicación de la primera capa de fibra.	52
Figura 32. Positivo con tres capas de fibra	52
Figura 33. Aplicación de escudo cerámico.	53
Figura 34. Molde del ala	54
Figura 35. Cubierta inferior del molde	55
Figura 36. Cubierta superior del molde	55
Figura 37. Modelo del cannart	56

Figuran 38. Vigas de madera y capa de espuma	57
Figura 39. Molde terminado	57
Figura 40. Modelo del estabilizador.	58
Figura 41. Molde del estabilizador	58
Figura 42. Modelo pintado con vary primer	59
Figura 43. Modelo pintado con poliuretano y encerado en madera	59
Figura 44. Modelo encerado	60
Figura 45. Modelo con gel coat	61
Figura 46. Capas de fibra y resina	62
Figura 47. Aplicación de escudo cerámico.	63
Figura 48. Fibra de vidrio bidireccional Volan de 325 g/m <sup>2</sup>	66
Figura 49. Fibra de vidrio Unidireccional de 792 g/m <sup>2</sup>	67
Figura 50. Forma estequiométrica de los compuestos epoxi	69
Figura 51. Esquema del Éter glicéricos	69
Figura 52. Esquema de los Ésteres glicéricos	69
Figura 53. Esquema de las Aminas glicéricas	70
Figura 54. Esquema de las Alifáticas lineales.	70
Figura 55. Esquema de las Ciclo alifáticas.	70
Figura 56. Molde de la probeta para tracción.	71
Figura 57. Probetas de resina	72
Figura 58. Superficie de trabajo	73
Figura 59. Lámina de matriz compuesta	73
Figura 60. Plantillas de las probetas	74
Figura 61. Probetas para ensayo de flexión	74
Figura 62. Probetas para ensayo de tracción	74
Figura 63. Maquina universal de ensayos	75
Figura 64. Esfuerzo vs. Deformación resina poliéster vinilester probeta 1	76
Figura 65. Esfuerzo vs. Deformación resina poliéster vinilester probeta 2	76
Figura 66. Esfuerzo vs. Deformación resina poliéster vinilester probeta 3	77
Figura 67. Esfuerzo vs. Deformación resina poliéster vinilester probeta 4	77
Figura 68. Ensayo de tracción	79
Figura 69. Esfuerzo vs. Deformación matriz compuesta probeta 1	79
Figura 70. Esfuerzo vs. Deformación matriz compuesta probeta 2	80
Figura 71. Esfuerzo vs. Deformación matriz compuesta probeta 3	80
Figura 72. Esfuerzo vs. Deformación matriz compuesta probeta 4	81
Figura 73. Maquina de ensayos para materiales compuestos INSTRON	82
Figura 74. Tensión vs. Deformación matriz compuesta probeta 1	83
Figura 75. Tensión vs. Deformación matriz compuesta probeta 2	83
Figura 76. Tensión vs. Deformación matriz compuesta probeta 3	84
Figura 77. Tensión vs. Deformación matriz compuesta probeta 4	84
Figura 78. Tensión vs. Deformación matriz compuesta probeta 5	85



## LISTA DE TABLAS

Pág.

Tabla 1. Clasificación de los materiales compuestos	29
Tabla 2. Propiedades de los Materiales Compuestos por Sector.	34
Tabla 3. Descripción de los materiales del dispositivo de suspensión.	45
Tabla 4. Proporción de cantidades	48
Tabla 5. Cantidades totales de resina	51
Tabla 6. Cantidades totales empleadas	52
Tabla 7. Composición del escudo cerámico	53
Tabla 8. Cantidades totales empleadas	62
Tabla 9. Propiedades características de fibras utilizadas como refuerzo	65
Tabla 10. Propiedades a tracción de la Resina Poliéster Ester Vinilester	78
Tabla 11. Propiedades a tracción de la Matriz Compuesta	81
Tabla 12. Propiedades a flexión de la matriz compuesta	85

## RESUMEN

Para la aplicación y desarrollo de este proyecto se implementará una metodología de construcción de los modelos (positivos) y moldes de las alas y estabilizadores de para un avión experimental en materiales compuestos. El avión al cual se hace referencia es el X01-FAC, primer avión diseñado y construido por la Fuerza Aérea Colombia a través del Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA), ubicado en la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” de la ciudad de Santiago de Cali.

Este avión fue diseñado en conjunto por: Ing. Edwald Winmuller, diseñador y constructor de aviones, Alejandro Pérez Romo y Diego Fernando Rivera, estudiantes de Ingeniería Mecánica de la Universidad del Valle; su diseño fue inspirado en el avión BD-5, diseñado y desarrollado por Bede Aircraft Inc., en la década de 1970.

En este trabajo se desarrollará la construcción de los modelos del ala izquierda y el canard del Avión X01-FAC, a partir de los cuales se realizará la fabricación de los respectivos moldes; se presentará un documento en el cual en primer lugar se expondrá la metodología de construcción de los modelos y moldes tanto del ala izquierda como del canard, y en segundo lugar se expondrá la metodología empleada para realizar la caracterización de los materiales empleados tanto para la fabricación de los modelos (positivos) como de los moldes así como los resultados obtenidos de las pruebas, de forma que esta información pueda emplearse en la construcción de aviones similares. El avión que se diseña es deportivo, monoplaza, triplano, con las siguientes características generales: 6.96m de envergadura y 3.4m de longitud, propulsión con hélice y velocidad de crucero aproximadamente de 300 km/h.

## INTRODUCCIÓN

En nuestro país, dada las difíciles condiciones topográficas, el transporte aéreo se considera como una de las mejores alternativas, sobre todo en aquellas zonas alejadas de los centros de producción, como son los Llanos Orientales, la Amazonia y la Costa Pacífica entre otras regiones. No obstante que existen empresas de transporte aéreo públicas (SATENA) y privadas que prestan este servicio, pero no alcanzan a cubrir las necesidades de transporte de sus pobladores o de sus productos, dificultándose cada día la vinculación a la vida nacional. Por esta razón la Fuerza Aérea Colombiana (FAC) consciente de vincular a las comunidades rurales a la vida nacional ha decidido apoyar y fomentar a los constructores para que puedan avanzar en el desarrollo de aviones de transporte económicos.

Ingeniería mecánica, es una profesión que brinda muchos campos de acción (diseño mecánico, generación de potencia, transporte, procesos de fabricación, etc.). Entre los campos especiales de aplicación de la ingeniería mecánica tenemos la aeronáutica y los materiales compuestos, estos dos campos se utilizarán para la elaboración y aplicación de una metodología de construcción de fuselaje, alas y empenaje de cola del primer avión experimental realizado por el Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA), de la Escuela Militar de Aviación Marco Fidel Suárez de la ciudad de Cali.

Para el desarrollo de la industria aeronáutica en Colombia, se debe establecer un nivel de conocimientos de materiales y sus propiedades, así como sus aplicaciones dentro del ámbito aeronáutico, que permitan alcanzar un desarrollo tecnológico en el diseño y construcción de aeronaves. Para lograr este nivel de conocimientos, se plantea la alternativa de avanzar en el desarrollo de la

Construcción progresiva de aeronaves, cada vez de mayor tamaño (monoplaza, biplaza, de cuatro pasajeros y de veinte pasajeros) de tal manera, que al final se desarrolle la tecnología para transferirla a las empresas del sector.

## **1. OBJETIVOS**

### **1.1. OBJETIVO GENERAL**

Fabricar moldes y caracterizar los materiales del cannard y las alas del Aeronave X-01 FAC diseñadas en el CITA.

### **1.2. OBJETIVOS ESPECIFICOS**

- Caracterizar y evaluar mediante pruebas mecánicas los materiales empleados para la fabricación de los moldes para el cannard y las alas del monoplaza X-01 FAC.
- construir los moldes y elementos necesarios (soportes, contramoldes, etc.) para la construcción de las alas de la aeronave monoplaza X-01 FAC a partir de los modelos diseñados por el CITA.
- Dar acabado a los modelos (positivos) de las alas de la aeronave monoplaza X-01 FAC.
- Desarrollar un manual de los procedimientos requeridos para la fabricación de los moldes del ala y cannard en materiales poliméricos.

## **2. MARCO TEÓRICO**

Las alas son dos superficies que le brindan sustentación al avión debido al efecto aerodinámico, provocado por la curvatura de las mismas, que hace que el aire pase alrededor con un flujo de mayor velocidad por el extrado (parte superior) y con flujo de menor velocidad en la parte del intrado (parte inferior) generando de esta forma por los cambios de presión la sustentación en el aire al avión.

En determinadas partes de un vuelo varían debido al uso de las superficies de control que se encuentran en las alas: los flaps, los alerones, los spoilers y los slats. Todas ellas son partes móviles que provocan distintos efectos en el curso del vuelo.

Los flaps y alerones son extensiones del ala que permanecen en posición horizontal en conjunto con el resto del ala hasta ser requeridas para una maniobra, en la cual, se recorren hacia el exterior del ala y quedan inclinadas verticalmente a un determinado ángulo. Esto provoca una reacción en la aerodinámica del ala e interrumpe el curso del aire sobre ésta y el curso de la salida de gases propulsores de los motores, provocando con esto una disminución en la sustentación y en la velocidad, siendo usadas principalmente para efectos de los flaps.

Los alerones son igualmente extensiones que sirven de apoyo en la función de los flaps y que también se usan para las maniobras de giro e inclinación en el aire, ya que cuando una de ellas es puesta en posición totalmente opuesta a la otra (es decir, que una de ellas sube y la otra baja), inclinando la aeronave, algo de gran utilidad para poder virar suavemente.

Los spoilers son superficies unidas a la parte superior del ala, que se abren hacia arriba para frenar con mayor fuerza al avión en los aterrizajes y zonas de turbulencia , vientos cruzados, y cualquier otro tipo de fenómenos atmosféricos y además en el estado del tiempo crítico que afecte las condiciones de seguridad del vuelo.

En las alas también se encuentran los compartimientos de combustible y de almacenamiento de los trenes de aterrizaje y los soportes de los motores en la mayoría de los casos

## **2.1. SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL**

Además que un avión vuele, es necesario que este vuelo se efectúe bajo control del piloto; que el avión se mueva respondiendo a sus órdenes. Los primeros pioneros de la aviación estaban tan preocupados por elevar sus artilugios que no prestaban mucha atención a este hecho; por suerte para ellos nunca estuvieron suficientemente altos y rápidos como para provocar o provocarse males mayores.

Una de las contribuciones de los hermanos Wright fue el sistema de control del avión sobre sus tres ejes; su Flyer disponía de timón de profundidad, timón de dirección, y de un sistema de torsión de las alas que producía el alabeo.

En las diferentes operaciones aéreas es importante contar con dispositivos que, a voluntad del piloto, aporten sustentación adicional (o no-sustentación) de algunos componentes de la aeronave para posibilitar la realización de ciertas maniobras y el control del vuelo. Para lograr una u otra funcionalidad se emplean superficies aerodinámicas, denominándose primarias a las que proporcionan control y secundarias a las que modifican la sustentación.

Las superficies de mando y control modifican la aerodinámica del avión provocando un desequilibrio de fuerzas, una o más de ellas cambian de magnitud. Este desequilibrio, es lo que hace que el avión se mueva sobre uno o más de sus ejes, incremente la sustentación, o aumente la resistencia.<sup>1</sup>

## 2.2. EJES DEL AVION

Se trata de rectas imaginarias e ideales trazadas sobre el avión. Su denominación y los movimientos que se realizan alrededor de ellos son los siguientes (ver Figura 1):

➤ **Eje longitudinal.** Es el eje imaginario que va desde el morro hasta la cola del avión. El movimiento alrededor de este eje (levantar un ala bajando la otra) se denomina alabeo (en ingles "roll"). También se le denomina eje de alabeo, nombre que parece más lógico pues cuando se hace referencia a la estabilidad sobre este eje, es menos confuso hablar de estabilidad de alabeo que de estabilidad "transversal".

➤ **Eje transversal o lateral.** Eje imaginario que va desde el extremo de un ala al extremo de la otra. El movimiento alrededor de este eje (morro arriba o morro abajo) se denomina cabeceo ("pitch" en ingles). También denominado eje de cabeceo, por las mismas razones que en el caso anterior.

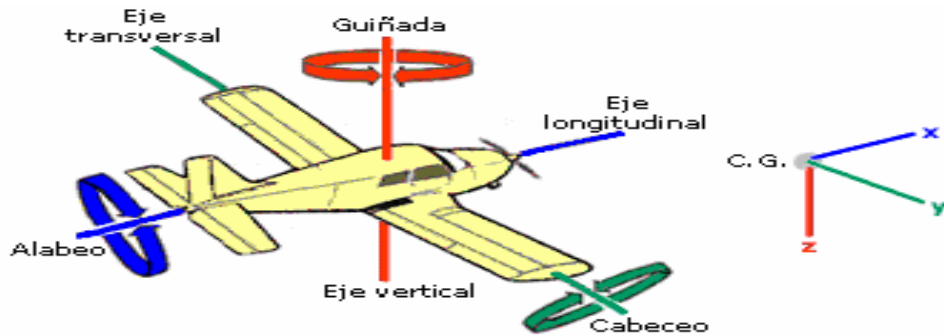
➤ **Eje vertical.** Eje imaginario que atraviesa el centro del avión. El movimiento en torno a este eje (morro virando a la izquierda o la derecha) se llama guiñada ("yaw" en ingles). Denominado igualmente eje de guiñada.

En un sistema de coordenadas cartesianas, el eje longitudinal o de alabeo sería el eje "x"; el eje transversal o eje de cabeceo sería el eje "y", y el eje vertical o eje de guiñada sería el eje "z". El origen de coordenadas de este sistema de ejes es el



centro de gravedad del avión<sup>1</sup>

Figura 1. Ejes del avión y los movimientos sobre ellos<sup>1</sup>



**2.2.1 Superficies primarias.** Son superficies aerodinámicas movibles que, accionadas por el piloto a través de los mandos de la cabina, modifican la aerodinámica del avión provocando el desplazamiento de este sobre sus ejes y de esta manera el seguimiento de la trayectoria de vuelo deseada.

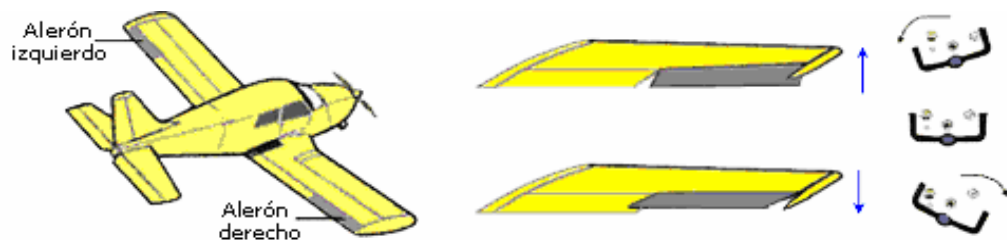
Las superficies de control son tres: alerones, timón de profundidad y timón de dirección. El movimiento en torno a cada eje se controla mediante una de estas tres superficies. La diferencia entre un piloto y un conductor de aviones es el uso adecuado de los controles para lograr un movimiento coordinado. Veamos cuales son las superficies de control, como funcionan, y como las acciona el piloto

**Alerones.** Palabra de origen latino que significa "ala pequeña", son unas superficies móviles, situadas en la parte posterior del extremo de cada ala, cuyo accionamiento provoca el movimiento de alabeo del avión sobre su eje longitudinal. Su ubicación en el extremo del ala se debe a que en esta parte es mayor el par de fuerza ejercido. El piloto acciona los alerones girando el volante de control ("cuernos") a la izquierda o la derecha, o en algunos aviones moviendo la palanca de mando a la izquierda o la derecha.

Los alerones tienen un movimiento asimétrico. Al girar el volante hacia un lado, el alerón del ala de ese lado sube y el del ala contraria baja, ambos en un ángulo de

deflexión proporcional a la cantidad de giro dado al volante. El alerón arriba en el ala hacia donde se mueve el volante implica menor curvatura en esa parte del ala y por tanto menor sustentación, lo cual provoca que esa ala baje; el alerón abajo del ala contraria supone mayor curvatura y sustentación lo que hace que esa ala suba. Esta combinación de efectos contrarios es lo que produce el movimiento de alabeo hacia el ala que desciende (ver Figura 2).

Figura 2. Alerones y mando de control<sup>1</sup>



Si se quiere realizar un movimiento de alabeo a la derecha: se gira el volante a la derecha; el alerón del ala derecha sube y al haber menos sustentación esa ala desciende; por el contrario, el alerón abajo del ala izquierda provoca mayor sustentación en esa ala y que esta ascienda (ver Figura 3).

Figura 3. Funcionamiento de los alerones<sup>1</sup>



➤ **Timón de profundidad.** Es la superficie o superficies móviles situadas en la parte posterior del empenaje horizontal de la cola del avión (Figura 4). Aunque su nombre podría sugerir que se encarga de hacer elevarse o descender al avión, en realidad su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo del avión (morro

arriba o morro abajo) sobre su eje transversal. Obviamente, el movimiento de cabeceo del avión provoca la modificación del ángulo de ataque; es decir que el mando de control del timón de profundidad controla el ángulo de ataque.

En algunos aviones, el empenaje horizontal de cola es de una pieza haciendo las funciones de estabilizador horizontal y de timón de profundidad.

El timón de profundidad es accionado por el piloto empujando o tirando del volante o la palanca de control, y suele tener una deflexión máxima de  $40^\circ$  hacia arriba y  $20^\circ$  hacia abajo. Al tirar del volante de control, esta superficie sube mientras que al empujarlo baja -en algunos aviones se mueve la totalidad del empenaje horizontal (ver Figura 4 y Figura 5). El timón arriba produce menor sustentación en la cola, con lo cual esta baja y por tanto el morro sube (mayor ángulo de ataque). El timón abajo aumenta la sustentación en la cola, esta sube y por tanto el morro baja (menor ángulo de ataque).

Figura 4. Timón de profundidad y mando de control<sup>1</sup>

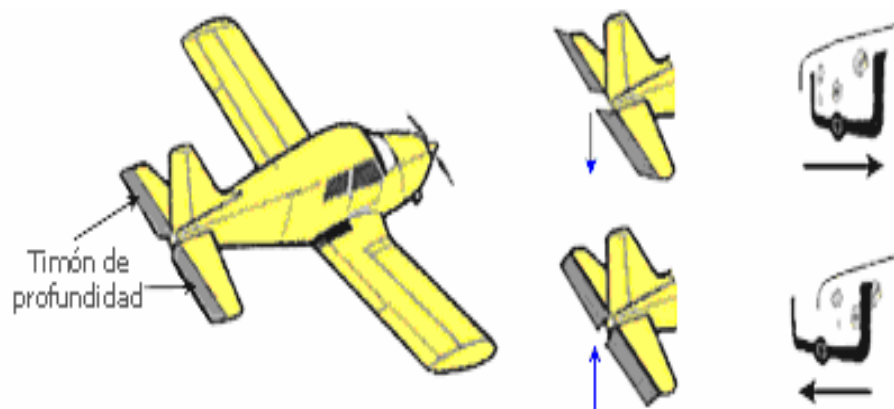
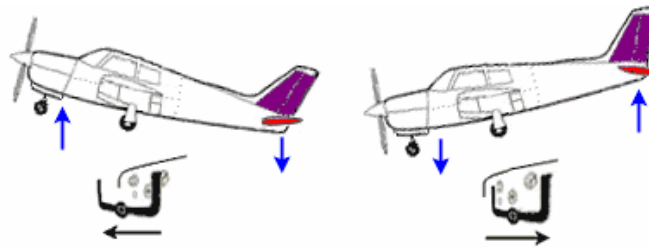


Figura 5. Funcionamiento del timón de profundidad<sup>1</sup>



➤ **Timón de dirección.** Es la superficie móvil montada en la parte posterior del empenaje vertical de la cola del avión. Su movimiento provoca el movimiento de guiñada del avión sobre su eje vertical, sin embargo ello no hace virar el aparato, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada. Suele tener una deflexión máxima de  $30^\circ$  a cada lado. Esta superficie se maneja mediante unos pedales situados en el suelo de la cabina.

Al pisar el pedal derecho, el timón de dirección gira hacia la derecha, provocando una reacción aerodinámica en la cola que hace que esta gire a la izquierda, y por tanto el morro del avión gire (guiñada) hacia la derecha. Al pisar el pedal izquierdo, sucede lo contrario: timón a la izquierda, cola a la derecha y morro a la izquierda (ver Figura 6 y Figura 7).

Figura 6. Timón de dirección y pedales de control<sup>1</sup>

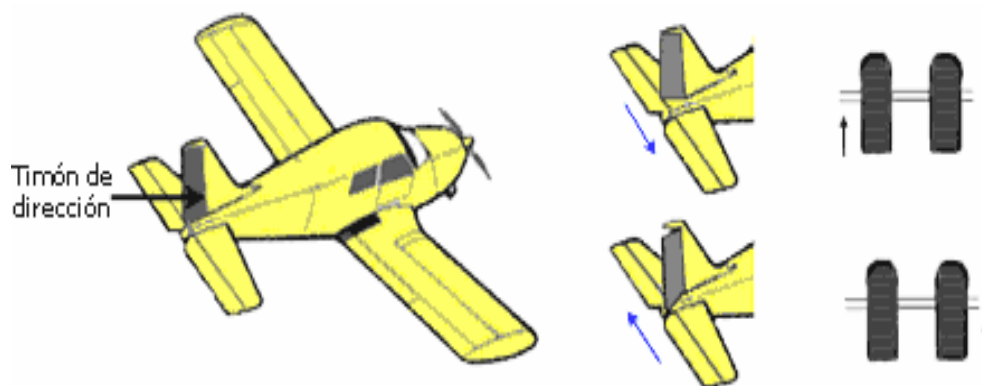
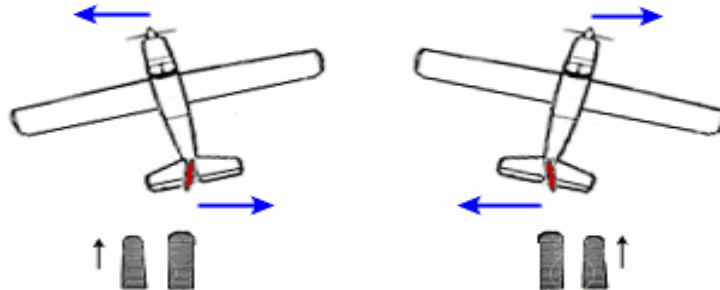


Figura 7. Funcionamiento del Timón de dirección<sup>1</sup>



Al basarse los mandos de control en principios aerodinámicos, es obvio que su efectividad será menor a bajas velocidades que a altas velocidades. Es conveniente tener esto en cuenta en maniobras efectuadas con baja velocidad. El que las superficies de control estén lo más alejadas posible del Centro de Gravedad del avión no es casualidad, sino que debido a esta disposición su funcionamiento es más efectivo con menor movimiento de la superficie y menos esfuerzo.

**2.2.2 Compensadores.** El piloto consigue la actitud de vuelo deseada mediante los mandos que actúan sobre las superficies de control, lo cual requiere un esfuerzo físico por parte del piloto para mantener el avión en la posición deseada. Para evitar este esfuerzo físico continuado, que podría provocar fatiga y falta de atención del piloto, con el consiguiente riesgo, el avión dispone de compensadores. Estos son unos mecanismos, que permiten que las superficies de control se mantengan en una posición fijada por el piloto, liberándole de una atención continuada a esta tarea.

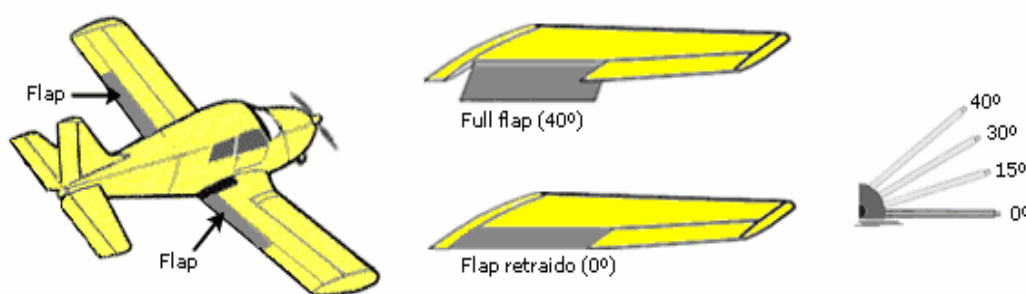
Aunque no todos los aviones disponen de todos ellos, los compensadores se denominan según la función o superficie a la que se aplican: de dirección, de alabeo, o de profundidad.

**2.2.3 Superficies Secundarias.** Es posible disminuir la velocidad mínima que sostiene a un avión en vuelo mediante el control de la capa límite, modificando la curvatura del perfil, o aumentando la superficie alar. Las superficies que realizan una o más de estas funciones se denominan superficies hipersustentadoras.

Las superficies primarias permiten mantener el control de la trayectoria del avión, las secundarias se utilizan en general para modificar la sustentación del avión y hacer más fáciles muchas maniobras. Las superficies secundarias son: flaps, slats y spoilers o aerofrenos.

➤ **Flaps.** Los flaps son dispositivos hipersustentadores, cuya función es la de aumentar la sustentación del avión cuando este vuela a velocidades inferiores a aquellas para las cuales se ha diseñado el ala. Situados en la parte interior trasera de las alas, se deflectan hacia abajo de forma simétrica (ambos a la vez), en uno o más ángulos, con lo cual cambian la curvatura del perfil del ala (más pronunciada en el extrados y menos pronunciada en el intrados), la superficie alar (en algunos tipos de flap) y el ángulo de incidencia, todo lo cual aumenta la sustentación (y también la resistencia). (ver Figura 8).

Figura 8. Flaps y ángulos de extensión<sup>1</sup>



Se accionan desde la cabina, bien por una palanca, por un sistema eléctrico, o cualquier otro sistema, con varios grados de calaje (10°, 15°, etc.) correspondientes a distintas posiciones de la palanca o interruptor eléctrico, y no se bajan o suben en todo su calaje de una vez, sino gradualmente. En general,

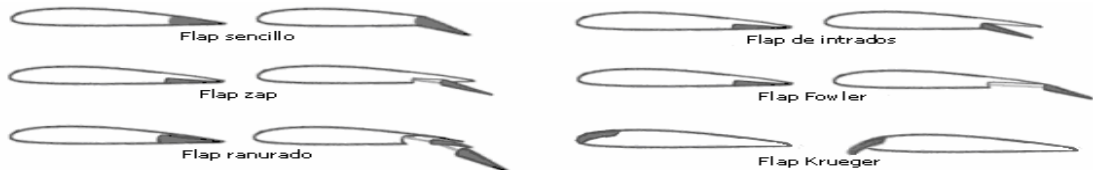
deflexiones de flaps de hasta unos  $15^\circ$  aumentan la sustentación con poca resistencia adicional, pero deflexiones mayores incrementan la resistencia en mayor proporción que la sustentación.

En la (Figura 8). Se representan unas posiciones y grados de calaje de flaps como ejemplo, pues el número de posiciones de flaps así como los grados que corresponden a cada una de ellas varía de un avión a otro.

Hay varios tipos de flaps: sencillo, de intrados, flap ZAP, flap fowler, flap ranurado, flap Krueger, etc.

- **Sencillo.** Es el más utilizado en aviación ligera. Es una porción de la parte posterior del ala.
- **De intrados.** Situado en la parte inferior del ala (intrados) su efecto es menor dado que solo afecta a la curvatura del intrados.
- **Zap.** Similar al de intrados, al deflectarse se desplaza hacia el extremo del ala, aumentando la superficie del ala además de la curvatura.
- **Fowler.** Idéntico al flap zap, se desplaza totalmente hasta el extremo del ala, aumentando enormemente la curvatura y la superficie alar.
- **Ranurado.** Se distingue de los anteriores, en que al ser deflectado deja una o más ranuras que comunican el intrados y el extrados, produciendo una gran curvatura a la vez que crea una corriente de aire que elimina la resistencia de otros tipos de flaps.
- **Krueger.** Como los anteriores, pero situado en el borde de ataque en vez del borde de salida. (Ver Figura 9).

Figura 9. Distintos tipos de Flaps<sup>1</sup>



➤ **Slats.** Son superficies hipersustentadoras que actúan de modo similar a los flaps. Situadas en la parte anterior del ala, al deflectarse canalizan hacia el extrados una corriente de aire de alta velocidad que aumenta la sustentación permitiendo alcanzar mayores ángulos de ataque sin entrar en pérdida. Se emplean generalmente en grandes aviones para aumentar la sustentación en operaciones a baja velocidad (aterrizajes y despegues), aunque también hay modelos de aeroplanos ligeros que disponen de ellos. (Ver Figura 10).

Figura 10. Slats<sup>1</sup>



En muchos casos su despliegue y repliegue se realiza de forma automática; mientras la presión ejercida sobre ellos es suficiente los slats permanecen retraídos, pero cuando esta presión disminuye hasta un determinado nivel (cerca de la velocidad de pérdida) los slats se despliegan de forma automática. Debido al súbito incremento o disminución (según se extiendan o replieguen) de la sustentación en velocidades cercanas a la pérdida, debemos extremar la atención cuando se vuela a velocidades bajas en aviones con este tipo de dispositivo.

➤ **Spoilers o aerofrenos.** Al contrario que los anteriores, el objetivo de esta superficie es disminuir la sustentación del avión. Se emplean sobre todo en reactores que desarrollan altas velocidades y sirven para frenar el avión en vuelo, perder velocidad y facilitar el aterrizaje, ayudar a frenar en tierra, y en algunos aviones como complemento de los alerones para el control lateral y los virajes en



vuelo. (Ver Figura 11).

Figura 11. Spoilers o aerofrenos<sup>1</sup>



Las superficies secundarias (flaps, slats, spoilers) siempre funcionan en pareja y de forma simétrica, es decir el accionamiento del mando correspondiente provoca el mismo movimiento (abajo o arriba) de las superficies en las dos alas (excepto en los movimientos de los spoilers complementando a los alerones).

Al afectar a la sustentación, a la forma del perfil, y a la superficie alar, el que funcione una superficie y no su simétrica puede suponer un grave inconveniente. Asimismo, tienen un límite de velocidad, pasada la cual no deben accionarse so pena de provocar daños estructurales. Se han presentado accidentes de aviones comerciales debido al despliegue inadvertido de alguna de estas superficies en vuelo, lo cual ha llevado a mejorar los diseños, incorporando elementos que eviten su accionamiento a velocidades inadecuadas.

En los aviones comerciales, todas estas superficies (primarias y secundarias) se mueven por medios eléctricos e hidráulicos. La razón es obvia; su envergadura hace que las superficies de control sean mayores; están más alejadas de los mandos que las controlan, y además soportan una presión mucho mayor que en un avión ligero. Todo esto reunido hace que se necesite una fuerza extraordinaria para mover dichas superficies, fuerza que realizan los medios mencionados.

## 2.3. MATERIALES COMPUESTOS

Con el desarrollo de nuevas tecnologías y de procesos productivos de mayor

eficiencia, se requiere de materiales con mejores propiedades físicas, mecánicas y químicas; además de combinaciones inusuales de dichas propiedades, las cuales no se logran con los materiales convencionales, esto ha motivado a que se generen grandes esfuerzos de investigación, desarrollo tecnológico y científico orientados a la generación y creación de nuevos materiales. Dada su versatilidad de diseño y fabricación, una de las principales aproximaciones a la solución de estos problemas, son los materiales compuestos.

Los materiales compuestos están conformados por dos o más constituyentes combinados y unidos de una forma mecánica o adhesiva, para obtener un material con propiedades específicas mejoradas. Para formar un material compuesto, se distribuye un material de refuerzo o relleno en una matriz. Donde el material de refuerzo es fuerte y rígido, en tanto que la matriz generalmente presenta una densidad relativamente baja (para disminuir el peso del componente). Cuando los materiales se unen entre sí, gran parte de la capacidad de soporte de carga del compuesto formado, es asumida por el material de refuerzo. El resultado es un material compuesto optimizado que presenta una alta resistencia y rigidez en relación con su peso. Generalmente los refuerzos suelen ser en forma de partículas o en forma de fibras. Es importante aclarar, que en muchos de los casos el material en forma de partículas, se añade como relleno a fin de abaratar el precio final del material y no como material de refuerzo. En el caso de las fibras, estas se añaden principalmente como materiales de refuerzo y son las responsables de las propiedades estructurales del material. Los modernos procedimientos de diseño tienden a incrementar la eficiencia estructural a través de reducciones en el peso o de incrementos en la relación resistencia/peso, conocida como Resistencia Específica, es aquí donde los materiales compuestos juegan un papel predominante.

Los materiales compuestos han sido empleados desde el principio de la civilización. En el antiguo Egipto se mezclaba la paja con la arcilla, para mejorar su

resistencia al agrietamiento, de forma similar los Israelitas aproximadamente 1200 a.C fabricaban ladrillos reforzados con paja. El uso de materiales compuestos de ingeniería empezó en los años treinta, con el uso de materiales como el hormigón reforzado con acero y matrices poliméricas con fibras de vidrio. Sin embargo, los principales avances en la comprensión y utilización de los materiales compuestos han ocurrido durante los últimos cuarenta años. En 1962 comienza la producción de fibras de carbono de alta resistencia, y se establece la teoría del laminado. Este es el comienzo de lo que se define como Materiales Compuestos Avanzados.

Un componente suele ser un agente reforzante como una fibra de vidrio, cuarzo, kevlar o fibra de carbono que proporcionan al material su fuerza a tracción, mientras que otro componente (llamado matriz) que suele ser una resina como epoxy o poliéster que envuelve y liga las fibras, transfiriendo la carga de las fibras rotas a las intactas y entre las que no están alineadas con las líneas de tensión. También, a menos que la matriz elegida sea especialmente flexible, evita el pandeo de las fibras por compresión. La matriz tiene un carácter continuo, mientras que el agente reforzante tiene un carácter discontinuo.

En términos de fuerza, las fibras (responsables de las propiedades mecánicas) sirven para resistir la tracción, la matriz (responsable de las propiedades físicas y químicas) para resistir las deformaciones, y todos los materiales presentes sirven para resistir la compresión, incluyendo cualquier agregado. Los golpes o los esfuerzos cíclicos pueden causar que las fibras se separen de la matriz, lo que se llama delaminación.

**2.3.1 Tipos de Materiales Compuestos.** Los materiales compuestos pueden tener una matriz que puede ser polimérica, cerámica o metálica, cada uno de estos se subdivide dependiendo del tipo de material de refuerzo o relleno que posean.

- Compuestos de Matriz de Polímero (PMC), son los más comunes. También conocidos como FRP, Polímeros Reforzados con Fibras, estos materiales usan una resina polimérica como la matriz, y una variedad de fibras como materiales de refuerzo, las fibras más utilizadas son fibras de vidrio, fibras de carbono y fibras de arámida (kevlar)<sup>1,2,3</sup>
  
- *Compuestos de Matriz de Metálica (MMC)*, son materiales que usan un metal como matriz (aluminio, cobre, acero, etc.), son reforzados por fibras (carburo de silicio, boro, etc.) o por dispersión de whiskers o de partículas duras (carburos, óxidos, etc.) en la matriz. Los MMC presentan un uso cada vez más frecuente en la industria automotriz y aeroespacial.<sup>1,2</sup>
  
- Compuestos de la Matriz Cerámica (CMC), estos materiales usan un material cerámico como la matriz y como material de refuerzo fibras de diferentes materiales metálicos (fibras de acero, cobre y otros metales), polímeros (fibras de arámida, de polietileno de alta densidad etc.) cerámicos (como ejemplo clásico esta el concreto). Estos materiales compuestos tienen la ventaja que algunos de ellos se pueden usar a temperaturas muy elevadas.<sup>1,4,5</sup>

La selección del tipo de matriz está condicionada fundamentalmente por la temperatura de servicio a la cual va a estar expuesto el material. Las matrices poliméricas se utilizan hasta 200 °C, las matrices metálicas hasta casi la temperatura de fusión de la aleación correspondiente y las matrices cerámicas para temperaturas extremas.<sup>II</sup> En la Tabla 1 aparecen los materiales compuestos, según el tipo de matriz y el tipo de refuerzo utilizado.

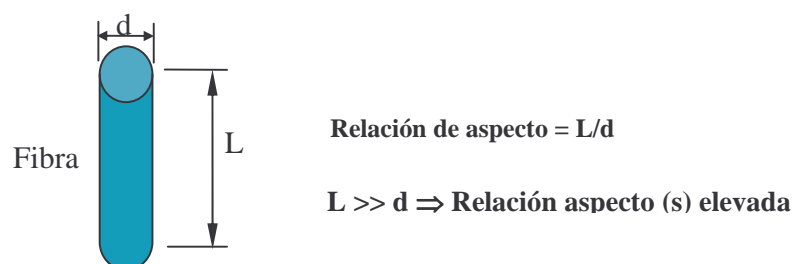
Tabla 1. Clasificación de los materiales compuestos<sup>1</sup>

		Refuerzo					
		Polimérico		Metálico		Cerámico	
		Fibras	Partículas	Fibras	Partículas	Fibras	Partículas
	Polimérica	Ej.: PMC con fibras de arámda (Chalecos antibalas)	No utilizable	Ej.: PMC con fibras de acero (neumáticos )	Ej.: PMC con polvo de hierro	Ej.: PMC con fibras de vidrio	Ej.: PMC con polvo de cuarzo
	Metálica	No utilizable	No utilizable	Ej.: MMC con fibras de boro	Ej.: Al-MMC con inter-metálicos	Ej.: MMC con fibras de SiO <sub>2</sub>	Ej.: Al-MMC SiO <sub>2</sub>
	Cerámica	Ej.: Concreto reforzado con polímero	No utilizable	Ej.: Hormigón armado	Ej.: CMC con inter-metálicos	No utilizable	Ej.: Arena + cemento

Los materiales compuestos de matriz polimérica o cerámica reforzados con fibras continuas, que ofrecen unas propiedades mecánicas comparables o superiores a las aleaciones metálicas son los que se conocen como: *Materiales Compuestos Avanzados*, por lo tanto es importante realizar una breve reseña sobre las fibras.

**2.3.2 Materiales Compuestos Reforzados con Fibras.** Bajo el nombre genérico de fibras que agrupan un conjunto de materiales que poseen una longitud (L) mucho mayor que su diámetro (d), es decir, poseen un valor elevado de la relación de aspecto (L/d); en la Figura 12 se muestra esta relación.

Figura 12. Relación de aspecto (L/d) para fibras

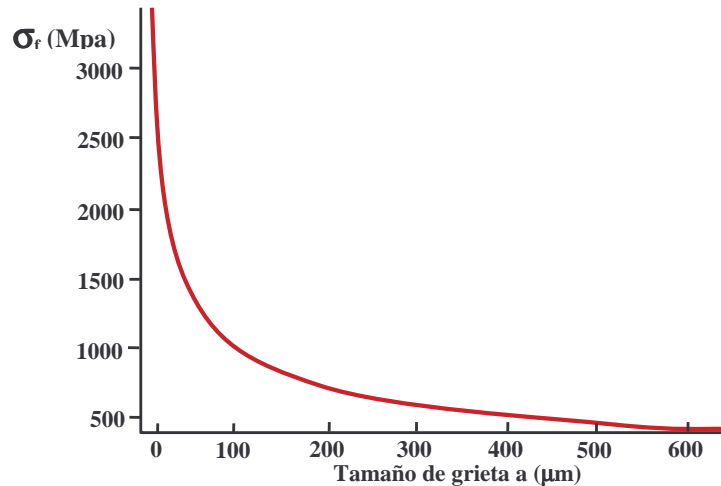


Una clasificación general en cuanto a la procedencia de la fibra establece dos categorías:

- Fibras naturales de origen vegetal o animal, entre las que se encuentran el cáñamo, el fique, el algodón, la seda, etc. y también las fibras que siendo de origen vegetal o animal se someten a algún tipo de transformación química como es el caso de la celulosa modificada.
- Fibras sintéticas obtenidas a través de compuestos químicos sencillos. Estas a su vez pueden subdividirse en tres categorías:
  - Comunes, formadas por macromoléculas sintéticas como poliéster y poliamidas.
  - De alta resistencia, formadas por macromoléculas sintéticas que por su estructura química o de procesamiento tienen resistencias muy elevadas como las fibras de arámida, de vidrio o de carbón.
  - Cerámicas, formadas por cadenas inorgánicas resistentes a altas temperaturas como carburo de silicio o cuarzo.

Las fibras sintéticas de alta resistencia y las cerámicas se utilizan como refuerzo en materiales compuestos avanzados. La efectividad de una fibra como refuerzo, se fundamenta en su geometría. Casi todas las fibras que se utilizan hoy en día tienen geometría cilíndrica, con valores de relación de aspecto mucho mayores que la unidad. Los materiales de las fibras en general son muy frágiles aunque son capaces de soportar esfuerzos elevados, cuando fallan lo hacen de manera catastrófica. La fragilidad y los valores máximos de resistencia están relacionados con la generación de grietas que aparecen sobre la superficie. Normalmente las grietas precursoras del fallo son las más profundas. Se puede afirmar que cuanto más grande es la grieta menor es el esfuerzo de fractura. Este comportamiento se muestra en la Figura 13, en la que se grafica el esfuerzo de fractura frente al tamaño de grieta en un material frágil. Cuanto más reducido sea el diámetro del material, más pequeño será el tamaño máximo de las grietas que se generen en él y por tanto el material presentará una resistencia mayor.

Figura 13. Efecto del tamaño de grieta sobre el esfuerzo de fractura  
De un material frágil (con un  $K_{IC} = 10 \text{ MPa m}^{1/2}$ )<sup>1</sup>



Para un tipo de fibra y unas dimensiones determinadas, las propiedades mecánicas dependen de la estructura. Por ejemplo, si nos fijamos en las aramidas, las propiedades de la fibra dependen de la orientación de la estructura molecular; y en las fibras de carbono, dependen de la perfección y alineación eficaz de los cristales de grafito.

Las fibras son manufacturadas en forma de haz de filamentos continuos. Un filamento es un elemento estructural básico con un diámetro en el intervalo entre 5 - 10  $\mu\text{m}$ . Un haz de un gran número de filamentos (3000 a 12000) se denomina hilo. Generalmente los hilos se caracterizan por la densidad lineal expresada como masa en gramos de fibra que hay en 9000 m de longitud (Denier). La unidad propuesta por la ASTM es el Tex (gr en 1000 m).

Una característica mecánica importante cuando se elige una fibra como refuerzo es la flexibilidad. La flexibilidad determina la capacidad que tiene la fibra para curvarse, si es insuficiente se pueden presentar problemas serios en su manipulación, es por tanto este un factor decisivo en la elección del método de

fabricación. Las fibras de diámetro grande y módulo de Young alto son muy flexibles. En la Figura 14 se muestra la relación entre módulo de Young y la densidad para algunos materiales utilizados como materiales de refuerzo (incluyendo fibras y partículas).

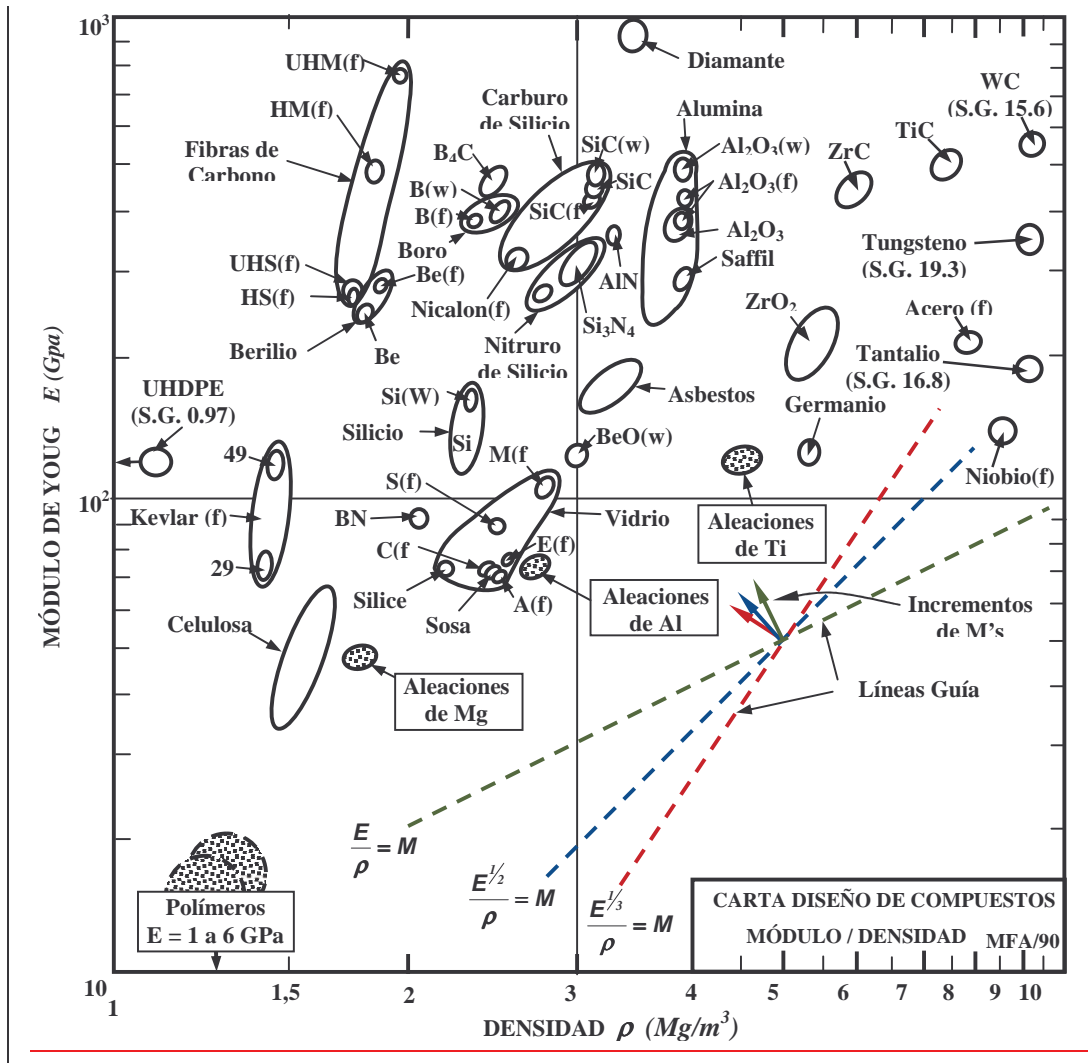
Es importante aclarar que muchos materiales como vidrio, arámida y boro tienen resistencia a tensión y a la compresión extremadamente alta, pero en 'forma masiva' estas propiedades no se notan de forma clara, dado que estos materiales presentan una elevada sensibilidad a las entalladuras. Las fallas de superficie causarán que el material se fisure y falle por debajo de su 'punto ruptura teórico'; pero en forma de fibras muy delgadas se minimizan los defectos, mejorando su resistencia mecánica hacia los valores teóricos; principalmente en elementos sometidos a esfuerzos de tensión en la dirección de la fibra.

**2.3.3 Limitaciones.** Las limitaciones más comunes que presentan los materiales compuestos reforzados con fibras son:

- Dificultades en la fabricación
- Incompatibilidades entre materiales
- Elevado coste.



Figura 14. Módulo de Young respecto a la densidad para algunos materiales utilizados como fibras de refuerzo en materiales compuestos.<sup>1</sup>



Pero estas dificultades normalmente se superan con la durabilidad de los materiales y con las características obtenidas. El elevado costo se disminuye sustancialmente con la producción en serie.

**2.3.4 Material Compuesto con Fibra de Carbono.** Se denomina popularmente fibra de carbono a un material compuesto no metálico de tipo

polimérico. Al igual que la fibra de vidrio, es un caso común de metonimia, en el cual se le da al todo el nombre de una parte, en este caso el nombre de las fibras que lo refuerzan. Está compuesto por una matriz o fase dispersante que da forma a la pieza la cual generalmente es una resina polimérica, la cual embebe al material de refuerzo (fase dispersa) en este caso fibras de carbono, cuya materia prima es el polietilnitrilo. Es un material relativamente costoso, de propiedades mecánicas elevadas y peso ligero (ver Tabla 2).

Tabla 2. Propiedades de los Materiales Compuestos por Sector.<sup>1</sup>

	Aeronautica	Automóvil	ferroviaria	Construcción	Construcción industrial	Industria náutica	Medicina	electricidad	Deportes & Recreo
<b>Vida Útil</b>									
Rigidez				X		X	X	X	X
Resistencia Mecánica				X	X	X	X		X
Resistencia a la Fatiga	X					X			
Resistencia a la Corrosión	X	X		X		X	X	X	
Impermeabilidad				X	X				
<b>Seguridad</b>									
Resistencia a los Choques		X							X
Resistencia al Fuego	X		X	X	X	X	X	X	
Aislamiento Térmico				X	X			X	
Aislamiento Eléctrico								X	
Amortiguamiento, Vibraciones					X				X
<b>Diseño</b>									
Integración de Funciones	X	X						X	
Formas Complejas	X	X	X	X					X
Transparencia ondas Electromagnéticas								X	
Disminución del Peso de las estructuras	X	X					X		X

Los materiales compuestos en la mayoría de los casos (aproximadamente un 75%- se utilizan polímeros termoestables). El polímero habitualmente más utilizado para materiales Compuestos reforzados con fibras de carbono es la

resina epóxica de tipo termoestable aunque también se pueden utilizar otras resinas poliméricas, como resinas poliéster o resinas viniléster.

Las propiedades principales de este material compuesto son:

- Elevada resistencia mecánica, con un módulo de elasticidad elevado.
- Baja densidad, en comparación con otros elementos como por ejemplo el acero.
- Elevado precio de producción.
- Resistencia a agentes externos.
- Gran capacidad de aislamiento.
- Resistencia a las variaciones de temperatura, conservando su forma, sólo si se utiliza matriz termoestable.
- Buenas propiedades ignífugas.

Las razones del elevado precio de los materiales realizados en fibra de carbono se deben a varios factores:

- El refuerzo (fibras) es un polímero sintético que requiere un costoso y largo proceso de producción. Este proceso se realiza a alta temperatura -entre 1100° y 2500°- en atmósfera de hidrógeno durante semanas o incluso meses dependiendo de la calidad que se desee obtener ya que pueden realizarse procesos para mejorar algunas de sus características una vez se ha obtenido la fibra.
- El uso de materiales termoestables dificulta el proceso de creación de la pieza final, ya que se requiere de un complejo utillaje especializado, como el horno autoclave.

Tiene muchas aplicaciones en la industria aeronáutica y automovilística, al igual que en barcos y en bicicletas, dónde sus propiedades mecánicas y ligereza son muy importantes. También se está haciendo cada vez más común en otros

artículos de consumo como, ordenadores portátiles, trípodes y cañas de pescar.

**2.3.5 Material Compuesto con Fibra de Vidrio.** La *fibra de vidrio* (del inglés Fiber Glass) es un material fibroso obtenido al hacer fluir vidrio fundido a través de una pieza de agujeros muy finos (espinerette) y al solidificarse tiene suficiente flexibilidad para ser usado como fibra.

Sus principales propiedades son: buen aislamiento térmico, inerte ante ácidos, soporta altas temperaturas. Estas propiedades y el bajo precio de sus materias primas, le han dado popularidad en muchas aplicaciones industriales. Las características del material permiten que la Fibra de Vidrio sea moldeable con mínimos recursos, la habilidad artesana suele ser suficiente para la autoconstrucción de piezas.

Se debe tener en cuenta que los solventes y reactivos con que se trabaja este material compuesto pueden traer problemas para la salud, siendo considerados algunos como agentes patógenos de cáncer.

Figura 15. Fibra de vidrio.<sup>10</sup>



**2.3.6 Polímeros.** Los polímeros son materiales constituidos principalmente por cadenas hidrocarbonadas, son de origen natural y/o artificial, los cuales pueden contener aditivos, fibras, cargas, pigmentos y otros elementos para mejorar sus propiedades.

**2.3.7 Clasificación de los Polímeros.** Los polímeros se clasifican de diferentes maneras: según la síntesis de sus moléculas, según su estructura molecular o de acuerdo a la familia química a la que pertenezca. Una mejor manera de clasificar los polímeros es en función de su comportamiento mecánico y térmico.

➤ **Los Polímeros Termoplásticos.** Están formados por largas cadenas producidas al unir los monómeros; comúnmente se comportan de manera plástica y dúctil. Las cadenas pueden o no estar ramificadas. Las cadenas individuales están entrelazadas. Entre los átomos de cadenas diferentes existen enlaces de van der Waals relativamente débiles. En los termoplásticos las cadenas se pueden desenlazar al aplicar un esfuerzo a tensión. Los termoplásticos pueden ser amorfos o cristalinos. Al calentarse se ablandan y se funden. Se procesan en cierta forma calentándolos a elevadas temperaturas. Y se pueden reciclar fácilmente.

Los polímeros termoplásticos que se emplean en aeronáutica se sitúan dentro de dos categorías:

- Plásticos de base acrílica
- Plásticos de base acetato de celulosa

Los dos tipos señalados son polímeros transparentes que se emplean en ventanillas, parabrisas, y, en general, en los puntos de tripulación y de pasajeros que precisan de visión exterior. Los polímeros de base acrílica se conocen normalmente por sus nombres comerciales: plexiglás, lucite, perspex, etc. El acristalamiento típico aeronáutico es el metacrilato, que garantiza gran resistencia a la fatiga, a la propagación de grietas, al estallido y goza de excelentes propiedades ópticas. Se trata de un material que se estira en dos direcciones con el fin de evitar o disminuir la propagación de las grietas. De sus cualidades mecánicas baste decir que pesa la tercera parte que el cristal y tiene una resistencia al choque diez veces mayor. Además, posee buena resistencia a los agentes atmosféricos (lluvia, nieve, temperaturas altas y bajas).

➤ **Los Polímeros Termoestables.** Están constituidos por largas cadenas de moléculas que están fuertemente unidas por enlaces cruzados para formar estructura de redes tridimensionales. Los termoestables son más resistentes que los termoplásticos generalmente. Son muy difíciles de reciclar.

Los polímeros termoestables encuentran numerosas aplicaciones a bordo de las aeronaves, debido a que una vez moldeados adquieren permanentemente la geometría de moldeo. En general, tienen buenas características térmicas y eléctricas. Soportan en teoría temperaturas hasta 1300 C. Estos polímeros conforman la matriz de la mayoría de los materiales compuestos utilizados actualmente en la fabricación de aeronaves.

➤ **Los Elastómeros.** Estos se conocen como hules. Tienen una deformación Elástica >200. Es posible que se trate de termoplásticos o termoestables

ligeramente entrelazados. Las cadenas poliméricas tienen forma de espiral que se pueden estirar de manera reversible al aplicarles una fuerza.

➤ **Los Elastómeros Termoplásticos.** Son un grupo especial de polímeros; tienen la facilidad de procesamiento de los termoplásticos y el comportamiento elástico de los elastómeros.

### **3. DESARROLLO DE LA PASANTIA**

#### **3.1. ETAPAS DE LA PASANTÍA**

En general podemos decir que el desarrollo de la pasantía se dividió en dos partes.

##### **Primera parte**

Esta primera parte fue esencialmente práctica y se destacó por la realización de las siguientes actividades.

- Construcción del modelo o (positivo) del ala izquierda de la aeronave
- Fabricación del molde del ala izquierda de la aeronave
- Construcción del modelo o (positivo) del canard de la aeronave
- Fabricación del molde del canard de la aeronave
- Reparación del modelo o (positivo) del estabilizador vertical de la aeronave
- Fabricación del molde del estabilizador vertical de la aeronave

##### **Segunda parte**

En esta parte de la pasantía se llevó a cabo la siguiente actividad.

- Caracterización mecánica de los materiales empleados para la fabricación de los moldes

#### **3.2. PRIMERA PARTE**

En esta se llevó a cabo la construcción de los modelos (positivos), y la fabricación



de los respectivos moldes del cannart y el ala izquierda del avión X-01 FAC en materiales compuestos.

**3.2.1 Fabricación del Modelo del Ala Izquierda.** Partiendo del hecho que se conocía con claridad cual es el tipo de ala que se deseaba construir (un perfil cóncavo convexo), se tomaron los perfiles geométricos tanto de la raíz como del extremo del ala (ver Figura 16 y Figura 17) y se copiaron sobre una lamina de aluminio y se recortaron con el fin de obtener un juego de plantillas que sirvieron como guía posteriormente en la etapa de corte y acabado.

Figura 16. Perfil raíz NACA 63<sub>3</sub>418 del ala izquierda

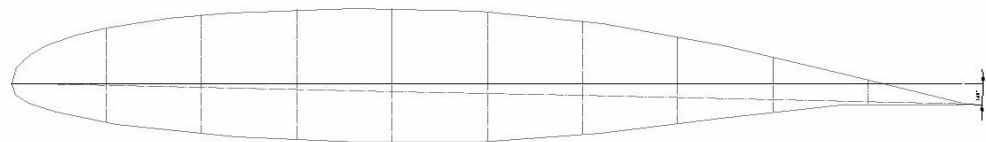
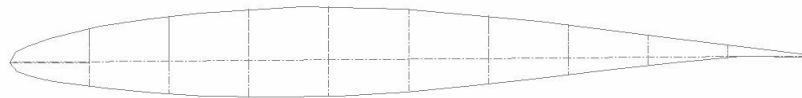


Figura 17. Perfil extremo NACA 63<sub>3</sub>418 del ala izquierda



**Paso 2. Corte del Icopor.** Después de haber tenido cortados los perfiles en lamina se prosiguió a fijarlos (ver Figura 18 y Figura 19), a los extremos de en un bloque de Icopor (espuma de poliestireno) que debía tener las dimanaciones del ala, debido a que no fue posible conseguir en la industria un bloque de Icopor de 3.20 mts de longitud, se construyo uno mediante la unión de tres bloques de Icopor cada uno con una longitud de 1.10 mts. Una vez construido el bloque de Icopor con las dimensiones correspondientes se procedió a cortarlo siguiendo como referencia los contornos de los perfiles anteriormente fijados a demás de tener en cuenta otros aspectos importantes como el ángulo de torsión, el diedro y las distancias con respecto a la cuerda del perfil de cada uno de los tramos.

El corte del bloque se realizó por medio de una máquina cortadora de Icopor (ver Figura 20), diseñada y construida en CITA. Esta máquina está compuesta por un alambre inoxidable (CrNi) SAW 0.032 pulgada y una batería de 12 voltios.

Figura 18. Perfil de Raíz y Bloque de Icopor



Figura 19. Perfil de Extremo y Bloque de Icopor



Figura 20. Máquina cortadora de Icopor



Una vez cortado el positivo del ala en Icopor se dispuso a lijar toda la superficie de

este con el fin de homogenizarla es decir eliminar todas la posible irregularidades que pudieron haber surgido del proceso de corte o de la unión de los bloques entre si, como poros y ondulaciones. Teniendo presente que no se debía modificar el contorno dado por los perfiles (ver Figura 21).

Figura 21. Positivo cortado y lijado



**Paso 3. Cubrimiento y refuerzo de los modelos de Icopor.** Antes recubrir el modelo del ala con compuestos de matriz polimétrica se dispuso un alma o biga de madera en el interior del positivo y en casi toda su longitud esto con el fin de conceder mas resistencia al positivo y así poder disminuir las posibles deflexiones que este pueda experimentar por el peso que ganara antes de ser terminado por completo. Hecho esto se prosiguió a realizar el recubrimiento del modelo con un compuesto de matriz polimérica constituidas por dos capas de fibra de vidrio (MAT) entre puestas por tres capas de resina de vinilester (Ver Figura 22 y Figura 23), las cantidades empleadas se describen a continuación.

- 3.20 mts de Fibra de Vidrio Mat. – 700
- 1250 cm<sup>3</sup> de Resina poliéster
- 250 cm<sup>3</sup> de Catalizador vinilester
- 138 gr. de Microesferas Huecas de Vidrio

Figura 22. Recubrimiento y Refuerzo del positivo



Es importante resaltar que cuando se realizo el recubrimiento del positivo con compuesto de matriz polimérica no se dejo transcurrir mucho tiempo de secado entre capa y capa para impedir futuras separaciones de las capas

Figura 23. Positivo Recubierto



**Paso 4. Acabado del positivo o modelo.** Después de dejar curar por 24 horas el recubrimiento de matriz polimérica aplicado sobre el modelo se prosiguió a determinar la simetría y homogeneidad de la superficie obtenida para si saber cuanto difería de la superficie requerida, esto se realizo teniendo siempre como guía los perfiles fijados inicialmente y con el empleo de reglas de nivel, que al ser desplazadas a través del positivo resaltaron las distintas irregularidades presentes

en este; las irregularidades que revestían gran tamaño se resanaron primero con capas de fibra de vidrio abiertas, humectadas con resina de poliéster catalizada dejando curar por 30 minutos y posteriormente se lijaba la superficie y se aplicaba una capa delgada de masilla de poliéster catalizada. Por otro lado las irregularidades pequeñas se resanaron aplicando capas delgadas de masilla de poliéster catalizada y lijando el área de aplicación.

Este procedimiento se aplicó hasta aproximarse a la superficie deseada, en este punto se aplicó una capa de masilla roja de base nitrocelulosa a todo el positivo con el fin de tapar poros y pequeñas irregularidades además de obtener una mejor superficie de acabado.

**Paso 5. Suspensión del positivo y posterior pintado.** Una vez que el positivo tuvo el acabado superficial deseado se presentó la necesidad de fijarlo a un mecanismo de suspensión, esto debido al gran peso que este adquirió durante el proceso de construcción y que empezó a deformarlo. La estructura de suspensión se construyó fijando con tornillos de 3 in) tablas de madera en las caras laterales del positivo; a estas tablas principales se le adicionaron tablas más pequeñas al extremo para que actuaran como apoyos de la estructura, permitiendo así suspender el positivo (ver Figura 24). Las dimensiones y cantidades de materiales empleados se muestran en la Tabla 3.

Tabla 3. Descripción de los materiales del dispositivo de suspensión.

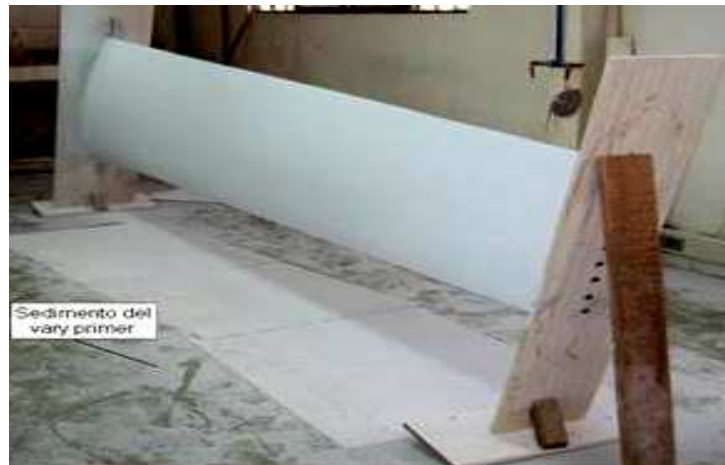
Cantidad	Longitud (cm.)	Espesor (cm.)	Ancho (cm.)
2 tablas de madera	120	0.6	50
2 tablas de madera	60	0.6	40
1 tabla de triple(pestañas)	315	0.3	8
1 tabla de triple (pestañas)	345	0.3	8

Figura 24. Positivo fijado en mecanismo de suspensión



Fijado el positivo en la posición deseada y antes de pintarlo se procedió en primer lugar a limpiarlo con un disolvente “tinner “con el fin de remover de el todo tipo de impurezas “grasas, polvo etc.”, que impidieran la adherencia de las posteriores capas de pintura que se aplicarían; después de esto se aplico a todo el positivo varias capas de pintura autonivelante 1141S™ con catalizador 1125™ “vary primer” de color blanco (una pintura especial de características autonivelante y sellante) para si poder corregir cualquier grieta, poro o imperfección que existiere sobre la superficie posteriormente a esto se lijo manualmente y en seco todo el positivo con el objetivo de remover los sedimentos dejado por la pintura al secar (ver Figura 25). Por ultimo se pinto el positivo empleando una pintura de poliuretano dejando secar por 12 horas

Figura 25. Positivo pintado con vary primer



**3.2.2 Fabricación del Molde del Ala Izquierda .** La fabricación del molde del ala izquierda de la aeronave X-01 FAC se realizó en dos etapas, en la primera de ellas se fabricó la cubierta superior del ala conocida también como estrado la secuencia empleada para hacer lo se explica a continuación y fue la misma que se empleó en la segunda etapa donde se fabricó la cubierta inferior o (intrado)

**Paso 1. Encerado y aplicación del Gel Coat.** Después de haber pintado el positivo, se apoyó en forma horizontal sobre el piso con toda su estructura con el fin de permitir una mejor aplicación del encerado para el cual se emplearon siete paños, primero se realizó un proceso de encerado manual, usando el primer paño con el que se aplicó la cera por toda la superficie del positivo incluyendo las pestañas y todas las superficies de la estructura que sostienen el positivo y que estarían en contacto con el material compuesto que posteriormente sería usado para la fabricación del molde, después se procedió a pulir, pasando los seis restantes uno tras de otro puliendo la superficie, este proceso se repitió seis veces (Ver Figura 26).



Figura 26. Positivo pintado con poliuretano y encerado a mano



La segunda etapa de este proceso de encerado consistió en aplicar cera liquida la cual se prepara con tiner y cera sólida la proporción entre los dos es de 90% y 10% respectivamente, se mezclan en un recipiente y se pone al fuego hasta que la cera sólida se derrita en si totalidad y se aplica al positivo, mediante una pistola de alta presión, con el fin de aumenta el efecto de desmoldando de la cera aplicada anteriormente a mano y a su vez rellenar porosidades que no se hubieran rellenado en procesos anteriores (ver Figura 27).

Una vez encerada y pulida la superficie del modelo, se procedió a aplicar sobre esta una capa de Gel Coat empleando una pistola de aspersion con el fin de garantizar un espesor uniforme de a capa sobre toda la superficie y se dejo secar por aproximadamente 30 minutos la relación utilizada se muestra en Tabla 4.

Tabla 4. Proporción de cantidades

Sustancia	Cantidad utilizada (gr.)	Total (gr.) Mezcla
Gel coat	960	
Catalizador	20	980



Figura 27. Aplicación de cera liquida en el positivo



Es importante tener en cuenta que la aplicación del gel coat es un factor que influye enormemente tanto en el acabado final del molde como, en el desmolde del mismo, por lo que una mala aplicación de este puede ocasionar desprendimientos en el modelo o positivó, como imperfecciones superficiales en la superficie del molde.

Figura 28. Aplicación del gel coat en el positivo.



**Paso 2. Aplicación de las capas de fibra y resina** El paso siguiente a la aplicación del gel coat, es el corte de las telas de fibra de vidrio en las dimensiones requeridas y la preparación de la resina con la que se humectaran las

capas de fibra de vidrio. Para la fabricación del molde del positivo del ala izquierda se desarrollaron los explicados en los siguientes párrafos.

Mediante el empleo de una maquina aspersora se aplico una capa de fibra picada sobre toda la superficie del molde (ver Figura 29). Es la primera capa de resina que se aplica y esta debe tener un espesor de entre 1 y 4 mm, la resina utilizada en esta capa debe ser resistente (resina de superficie), debido a que esta expuesta directamente al trabajo y es la que brinda la presentación al molde. Se aplica con brocha. la cual debe tener un extremo agudo, esto es necesario para alcanzar todos los bordes; es indispensable evitar burbujas tanto en la aplicación como en la preparación de la resina, a continuación en la Figura 30. la cantidad de resina aplicada se muestra en la Tabla 5.

Figura 29. Aplicación de capa de fibra picada



Figura 30. Aplicación de resina



Tabla 5. Cantidades totales de resina

Sustancia	Cantidad utilizada (gr.)	Total (gr.) Mezcla
Resina vinilester	5100	
Catalizador	51	5151

Figura 31. Aplicación de la primera capa de fibra.



Las distintas cantidades de materiales utilizados en este paso se detallan en la Tabla 6, la cual se muestra a continuación

Tabla 6. Cantidades totales empleadas

Material	Cantidad	Área
Fibra de vidrio(MAT)	6 recortes	43800 <u>cm<sup>2</sup></u> cada uno
Resina vinilester	16000 g	
Catalizador	160 g	

Figura 32. Positivo con tres capas de fibra



**Paso 3. Aplicación del escudo cerámico** Una vez que se han aplicado las tres capas de fibra y las distintas capas de resina que conforman la cubierta superior (extrado) del molde, se dejaron secar por aproximadamente 15 horas, y después procedimos a aplicar sobre toda la cubierta fibrada una capa de escudo cerámico con el fin de conferirle mayor resistencia al molde; cuando se ha dejado secar la capa de escudo cerámico por cerca de 3 horas se procedió a aplicar sobre este una capa de resina y fibra de vidrio como se muestra en la Figura 33. La composición del escudo cerámico y la cantidad de resina aplicada posteriormente se detallan en la Tabla 7.

Figura 33. Aplicación de escudo cerámico.



Tabla 7. Composición del escudo cerámico

Capa de escudo cerámico	
Sustancia	cantidad
Resina vinilester	5700 g
Catalizador	55.5 g
Polvo cerámico	5755.5 g
Capa de fibra y resina	
Sustancia	Cantidad
Fibra de vidrio	2 recortes de 43800 cm <sup>2</sup> cada uno
Resina de vinilester	5100 g
Catalizador	51 g

24 horas después de haber finalizado el paso 3, se giro el positivo y se repitieron los tres pasos anteriormente descriptos con el objetivo de fabricar la cubierta



inferior (intrado) del molde posteriormente de haber terminado en su totalidad las dos cubiertas que conforman el molde se dejaron curar por un lapso de tiempo de cuatro días, trascurridos estos se procedió a abrir el molde.

**Paso 4. Apertura del molde.** La apertura del molde del ala de la aeronave se llevo acabo tras la ejecución de los siguientes pasos.

- Mediante el empleo de una pulidora de disco se procedió a cortar las rebabas de material compuesto que quedaron alrededor de todo el perímetro del molde en especial en los bordes de ataque y de salida pero eso si procurando que con el corte no se disminuyera el área de las pestañas
- Posterior al corte mediante el empleo de un taladro se procedió a abrir agujeros sobre la pestaña del borde de ataque y salida con el fin de posteriormente introducir en ellos tornillos que permitieran servir como guías de ensamble de ambas cubiertas del molde
- Haciendo uso de cuñas Plásticas las cuales se introdujeron en la mitad de la pestaña del borde de ataque y del borde de salida se procedió a separar lentamente las dos cubiertas del molde como se muestran en la Figura 34, Figura 35 y Figura 36.

Figura 34. Molde del ala



Figura 35. Cubierta inferior del molde



Figura 36. Cubierta superior del molde



**3.2.3 Construcción del Modelo y Fabricación del Cannart de la Aeronave.** La construcción del modelo o positivo del cannart y la posterior fabricación del respectivo molde, se realizaron ejecutando los mismos pasos

utilizados para construcción del positivo y al fabricación del molde del ala izquierda de la aeronave descritos detalladamente anteriormente. Por lo que a continuación se Detallaran las peculiaridades o puntos de divergencia que se presentaron entre la construcción de ambas piezas.

Durante el proceso de construcción del modelo o positivo del cannart no se ejecuto el paso 5 que se realizo en la construcción del positivo del ala izquierda de la aeronave y que consistía en suspender el positivo y pintarlo esto se debió en primer lugar al hecho que el positivo del cannart es una pieza pequeña y debajo peso por lo que resulto mas fácil trabajarlo apoyándolo debidamente sobre una mesa; en segundo lugar a la falta de algunos de los materiales necesarios especialmente la pintura de poliuretano no permitió garantizar un excelente acabado final de la superficie del positivo como lo muestra la Figura 37.

Figura 37. Modelo del cannart



Durante el proceso de fabricación del molde del cannart no se ejecuto el paso tres, aplicado a la fabricación del molde del ala izquierda de la aeronave y que consistía en la aplicación de una capa de escudo cerámico para dar mayor rigidez al molde, en lugar de esto se colocaron pequeñas vigas de maderas las cuales fueron cubiertas con una capa espuma de poliuretano expandido que finalmente era



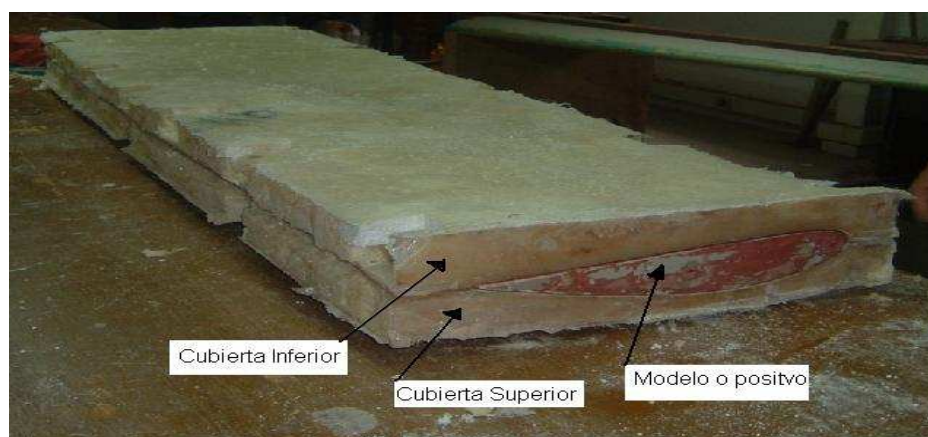
cubierta con una capa de fibra de vidrio y resina como lo muestra la Figura 38. En la Figura 39 se muestra el molde ya terminado.

**3.2.4 Reparación del Modelo (o Positivo) del Estabilizador Vertical.** Una actividad que también se realizó durante esta pasantía fue la reparación del modelo del estabilizador vertical el cual fue una de las primeras piezas fabricadas en este proyecto y la cual presentó problemas de acabado superficial, los pasos seguidos para reparar el modelo se describen a continuación

Figura 38. Vigas de madera y capa de espuma



Figura 39. Molde terminado



**Paso 1. Determinar el tipo de daño en el modelo.** Mediante una detallada inspección visual del modelo y el molde del estabilizador vertical se pudo determinar que el acabado superficial presente en estos componentes, no era el requerido, dado que se hacía evidente la presencia de poros, desprendimiento de la capa de pintura a demás, de notables irregularidades superficiales que se transmitieron al molde y por consiguiente comprometían la funcionalidad de la pieza como se muestran en la Figura 40 y Figura 41.

Figura 40. Modelo del estabilizador.



Figura 41. Molde del estabilizador



**Paso 2. Corrección de superficie y pintado.** Empleando un juego de lijas de numero 220 se lijo todo el positivo, para remover la capa de pintura que lo cubría, posteriormente teniendo como guía los perfiles de esta pieza, se siguió lijando el positivo hasta nivelar toda la superficie eliminando de ella poros, grietas e irregularidades. Paso seguido, usando una pistola para pintar de alta presión se aplico varias capas de vary primer para de homogenizar la superficie, a demás de cubrir los posibles poros que aun estuvieran presentes, como se muestra en la Figura 42. Finalmente después que la capa de vary premier se seco se procedió a lijarla con una lija número 600 para posteriormente pintar todo el positivo con pintura de poliuretano y encerrarlo en madera como se aprecia en la Figura 43.

Figura 42. Modelo pintado con vary primer

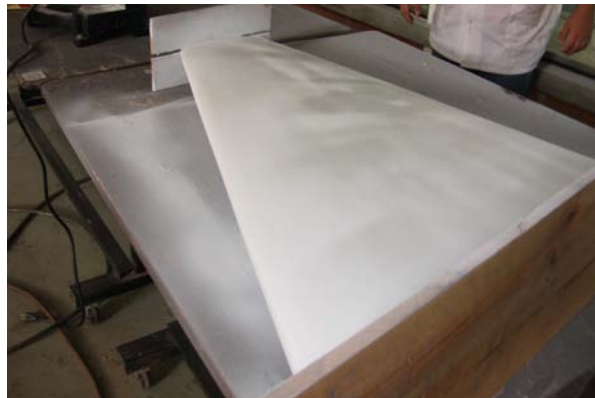


Figura 43. Modelo pintado con poliuretano y encerado en madera



**3.2.5 Fabricación del Modelo del Estabilizador Vertical.** En primer lugar se realizó una limpieza profunda del positivo mediante el uso de un disolvente en este caso se empleó tiner así se retiró grasa, polvo o cualquier otra sustancia extraña que estuviera presente en la superficie del positivo seguido a esto se enceró manualmente todo el positivo incluido su encerramiento de madera mediante el empleo de siete paños el primero de ellos completamente saturado de cera impregnaba toda la superficie mientras los seis restantes diluyen el exceso de cera y lustran la superficie esto se realizó siete veces seguidas para crear un buen factor de desmolde como lo se muestra en la Figura 44.

Figura 44. Modelo encerado



Una vez encerada y pulida la superficie del modelo, se procedió a aplicar sobre esta una capa de Gel Coat, empleando una pistola de aspersión con el fin de garantizar un espesor uniforme de la capa sobre toda la superficie como se muestra en la Figura 45 y se dejó secar por aproximadamente 30 minutos.

Figura 45. Modelo con gel coat



**Paso 2. Aplicación de capas de fibra y resina al positivo.** Una vez secada la capa de Gel Coat, se aplico una primera capa de resina catalizada sobre esta superficie con el fin de humectarla y ayudar a adherir las capas de fibra de vidrio que posteriormente se colocarían. El proceso de aplicación de resina se realizo con la ayuda de brochas, que permitieron esparcir de forma homogénea la resina sobre toda la superficie y especialmente sobre los bordes y aristas viva del modelo donde la resina tiende a deslizarse y no humectar las superficies. Después se coloco una capa de fibra de vidrio recortada a medida del positivo que se asentó sobre la capa de resina catalizada, con la ayuda de brochas y rodillos para eliminar bolsas de aire que hubieran presente entre estas dos capas. Se aplicó una capa de resina catalizada sobre la fibra de vidrio con la ayuda de brochas y rodillos como se muestra en la Figura 46; este proceso se repite hasta aplicar el numero de capas deseadas, como en el cotramolde anterior o contratapa, las cantidades utilizadas en la fabricación de esta parte del molde se muestran en la Tabla 8 y son las mismas que se emplearon para la construcción del otro lado del molde.



Tabla 8. Cantidades totales empleadas

Material	Cantidad	Área
Fibra de vidrio(MAT)	4 recortes	13650 $cm^2$ cada uno
Resina vinilester	9100 gr.	
Catalizador	136.5 gr.	

Figura 46. Capas de fibra y resina



**Paso 3. Aplicación de escudo cerámico.** Una vez que se han aplicado las tres capas de fibra y las distintas capas de resina que conforman la cubierta superior del molde, se dejaron curar por aproximadamente 15 horas, y después se procedió a aplicar sobre toda la cubierta fibrada una capa de escudo cerámico, con el fin de conferirle mayor resistencia al molde; una vez curada la capa de escudo cerámico por cerca de 3 horas se procedió a aplicar sobre ella una capa de resina y fibra de vidrio como se muestra en la Figura 47.

Figura 47. Aplicación de escudo cerámico.



**Paso 4. Apertura del molde.** La apertura del molde del estabilizador horizontal de la aeronave se llevo acabo tras la ejecución de los siguientes pasos.

- Mediante el empleo de una pulidora de disco se procedió a cortar las rebabas de material que quedaron alrededor de todo el perímetro del molde, en especial en los bordes de ataque y de salida, procurando que con el corte no se disminuyera el área de las pestañas
- Posterior al corte, mediante un taladro de mano se procedió a abrir agujeros sobre la pestaña del borde de a taque y salida con el fin introducir en ellos tornillos que permitieran servir como guías de ensamble de ambas cubiertas del molde.
- Haciendo uso de cuñas Plásticas las cuales se introdujeron en la mitad de la pestaña del borde de ataque y del borde se salida se procedió a separar lentamente las dos cubiertas del molde.

### 3.3. SEGUNDA PARTE

En esta etapa de la pasantía se trato de determinar el valor de algunas de las propiedades mecánicas de los materiales empleados para la fabricación de los moldes en forma individual como compuesta es decir en la configuración empleada la forma como se hizo se explica a continuación.

**3.3.1 Materiales Usados en la Construcción de los Modelos.** Los materiales que se emplearon para la construcción de los modelos del X01– FAC son: Fibra de Vidrio (volan, mat, wobing roving), Resina epóxica, Cargas (Microesferas huecas de Vidrio, Cuarzo, polvo cerámico), Poliuretano y Masillas.

A continuación se comentará sobre los usos y las propiedades de cada uno de estos materiales.

**Fibra de Vidrio.**La fibra de vidrio es el material estructural de los modelos, esta se consigue comercialmente en diferentes presentaciones (forma y tejidos) y diferentes gramajes por unidad de área (peso por metro). El uso de la fibra de vidrio en estructuras de aviones es un desarrollo reciente. La fibra de vidrio se utilizó para la construcción de los modelos de la aeronave específicamente por la combinación de una óptima viabilidad, fuerza y el bajo peso que estas tienen. Las fibras de vidrio están configuradas de dos formas UND (Unidireccional) y BID (Bidireccional), donde las fibras UND traen el 95% de sus fibras en una sola dirección dándole así excelentes propiedades en esa dirección; mientras que las fibras BID traen sus fibras en diferentes direcciones proporcionando resistencia mecánica en esas direcciones.

Las fibras de vidrio se deterioran con facilidad durante el manejo por esta razón los fabricantes del tejido suelen usar un apresto lubricante de la fibra durante el



devanado para reducir la abrasión. Este apresto se elimina después de obtener el tejido y se aplica a las fibras un ensimaje (acabado promotor de adherencia) en la capa exterior de las fibras, para mejorar la adherencia entre la fibra y las resinas a utilizar.

La resistencia mecánica de los productos reforzados depende de la cantidad de fibra de vidrio que contenga, del tipo de resina, de la orientación de la fibra, de la longitud de la fibra y del perfil que estas tengan. En Tabla 9 se muestran los valores de la densidad, modulo de young, resistencia a tracción de algunas fibras de uso común para establecer un comparativo con las fibras de vidrio que fueron las utilizadas en el molde y que además son las mas económicas de las mostradas en la Tabla 9.

Tabla 9. Propiedades características de fibras utilizadas como refuerzo

FIBRA	DENSIDAD (g/cm <sup>3</sup> )	MODULO DE YOUNG (GPa)	RESISTENCIA (MPa)
VIDRIO S	2.49	86	1900-4600
VIDRIO E	2.54	72	1500-3500
ARAMIDA (KEVLAR 49)	1.45	130	2900
BORO	2.65	420	3500
POLIETILENO (S1000)	0.97	170	3000
CARBONO (HS)	1.7	250	3000
CARBONO (HM)	1.9	380	2200

**Tipos de Tejidos de Fibras de Vidrio.** Los tejidos comunes de las fibras de vidrio son los siguientes:

- Mantas de fibra de vidrio MAT. Es el material más usual para laminados de fibra reforzados por ser fácil de moldear, de menor costo, y buenas propiedades mecánicas.
- Fibra de vidrio ROVING Continua. Son hilos de vidrio, los cuales se usan

generalmente mediante una máquina que los enrolla sobre la pieza, como una máquina embobinadora (filament Winding).

- Filamentos de fibra de vidrio ROVING picado. Este tipo de fibra picada, se aplica con máquinas aspersoras y en forma manual sobre las superficies para generar el refuerzo.
- Tejidos de fibra de vidrio WOBING ROVING. Produce laminados resistentes por ser una fibra de tipo BID. Esta fibra presenta fibras de vidrio tejidas con dibujo tupido. El problema que a veces se presenta es la adherencia ínterlaminar que puede ser localmente débil por problemas de falta de penetración de la resina dado el grosor del tejido.
- Tejidos de fibra de vidrio Volan. Es un tejido de fibra de vidrio tipo BID, pero más fino que el Wobing Roving. Esta fibra presenta fibras de vidrio de filamento más delgado (mejores propiedades mecánicas), tejidas con dibujo tupido. No presentan tanto problema de falta de adherencia ínterlaminar dado el grosor del tejido. Ver Figura 48.

Figura 48. Fibra de vidrio bidireccional Volan de 325 g/m<sup>2</sup>



- Fibra de vidrio Unidireccional. Son filamentos de fibra de vidrio orientados en una dirección proporcionando gran resistencia mecánica en esa dirección. Se

usan para reforzar un elemento en una dirección particular o en varias direcciones aplicando capas sucesivas con diferente ángulo de orientación. Ver Figura 49.

Figura 49. Fibra de vidrio Unidireccional de 792 g/m<sup>2</sup>



- Velos. Se puede usar de amortiguamiento entre la capa de Gel Coat y las principales de refuerzo. También se usan como capa de refuerzo del propio Gel Coat, dando así algo de consistencia a esta capa.
- Cintas de fibra de vidrio. Consiste en un tejido en formas de cintas que es adecuada para aplicar en aquellos lugares donde se precisan bandas estrechas de refuerzos por ligamentos en espiral.
- Fibras de vidrio pre-impregnadas. Los diferentes tejidos y las fibras MAT se fabrican impregnando con una mezcla de resina-catalizador que puede ser activada por calor (también pueden ser activados por radiación UV) Estos materiales se conocen con el nombre de “pre-pre”.

**Criterios para la Selección de la Fibra de Vidrio.** Para la construcción de los modelos del ala izquierda y el canard como para la posterior fabricación de sus respectivos moldes utilizamos fibra de vidrio MAT 700 que corresponde al MAT de

450 g/m<sup>2</sup> ya que el tejido de esta fibra en comparación con los otros tipos de fibra es mas económica y las propiedades mecánicas que proporciona son adecuadas para el requerimiento de trabajo.

**Resina Epóxica.**Una Resina Epóxica o poliepóxido es un polímero termoestable que se endurece cuando se mezcla con un agente catalizador o “endurecedor”. Las resinas epóxicas son producto de una reacción entre epiclorohidrina y Bisfenol A. También conocidas como resinas epoxi.

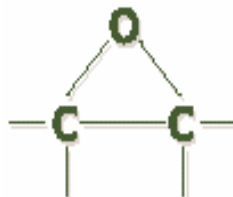
Las epóxicas tienen múltiple aplicaciones, y entre otras:

- Pinturas y acabados
- Adhesivos
- Materiales compuestos

Los compuestos de resinas epóxicas han tenido amplia aceptación y su uso se ha extendido a las actividades donde se requiere un material de alta resistencia mecánica y bajo peso (buenas propiedades específicas). Son materiales termofraguables que se tornan duros y no fusibles bajo la acción de agentes acelerantes.

Los compuestos epoxi son un grupo de éteres cíclicos u óxidos de alkeno (alkileno) que poseen un átomo de oxígeno unido a dos átomos de carbono adyacentes (estructura oxirano). Estos éteres reaccionan con los grupos amino, oxidrilo y carboxilo (endurecedores), así como con los ácidos inorgánicos, para dar compuestos relativamente estables.

Figura 50. Forma estequiométrica de los compuestos epoxi

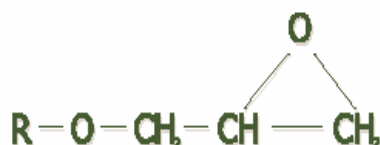


Un endurecedor o agente de curado es pues, un producto químico puro, una mezcla o un polímero complejo que, cuando se añade a una sustancia macromolecular determinada en cantidades superiores a las catalíticas, reacciona con ésta y la convierte en un polímero irreversible que poseerá una serie de características perfectamente definidas, de las que antes carecía. La modificación típica es la transformación de un prepolímero lineal en una macromolécula tridimensional tras el establecimiento de puentes entre las cadenas.

La familia de las resinas epoxi se divide en cinco grupos fundamentales:

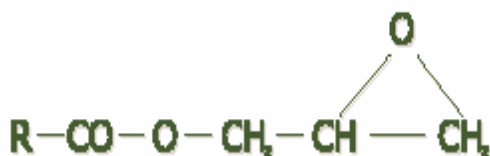
a) Éteres glicéricos.

Figura 51. Esquema del Éter glicéricos



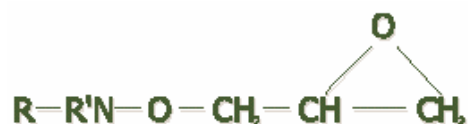
b) Ésteres glicéricos

Figura 52. Esquema de los Ésteres glicéricos



c) Aminas glicéricas

Figura 53. Esquema de las Aminas glicéricas



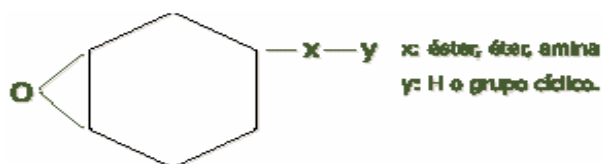
d) Alifáticas lineales

Figura 54. Esquema de las Alifáticas lineales.



e) Ciclo alifáticas

Figura 55. Esquema de las Ciclo alifáticas.



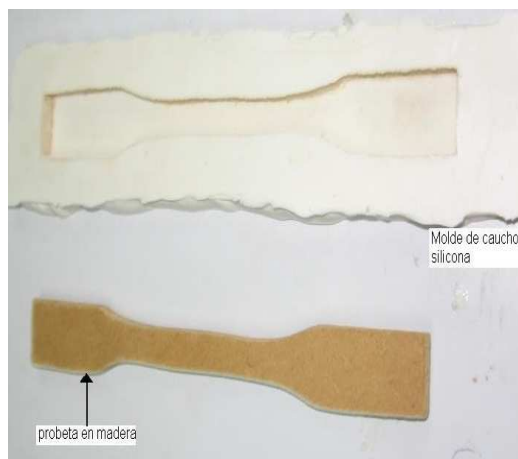
Comercialmente, son sin duda los éteres los más importantes, ya que el 95% de las resinas utilizadas son glicidil-éteres obtenidos por reacción de la Epiclorhidrina con el Bisfenol A (2-2-bis [p-hidroxifenil] propano) con formación de una molécula de diglicil éter de Bisfenol.

La razón del uso de estas materias primas es por una parte la alta reactividad de la Epiclorhidrina que permite su combinación con cualquier molécula portadora de hidrógenos activos, así como su fácil obtención por Petrolquímica. El Bisfenol A es comparativamente barato al serlo los productos de partida para su síntesis: acetona y fenol.

**3.3.2 Evaluación de los Materiales Empleados.** A continuación se describe la metodología empleada para realizar la caracterización de alguno de los materiales utilizados en el transcurso de esta pasantía.

**Evaluación de la Resina Poliéster Vinilester.** Este material fue empleado tanto en la construcción de los positivos como en la posterior fabricación de los moldes la resina catalizada al endurecerse sirve como medio de unión entre distintas capas de materiales, los pasos seguidos para la caracterización de la resina fueron.

Figura 56. Molde de la probeta para tracción.



**Paso 1. Fabricación del molde de las probetas.** Para la realización del ensayo de tracción se emplearon probetas tipo halterio Según norma (DIN 16770)<sup>11</sup>. En primera instancia las probetas fueron diseñadas en un programa CAD para posteriormente con los planos de estas poder fabricarlas en madera que sirvieran como modelos sobre los cuales poder fabricar un molde de caucho silicona de donde se sacarían las probetas vaciadas en resina (Figura 56)

**Paso 2. Fabricación de las probetas.** Con el molde de caucho silicona listo se procedió a preparar resina poliéster vinilester con una relación de catalización de

1.5% que es la relación que fue empleada tanto para la fabricación de los modelos como de los moldes así vaciando la resina en el molde de las probetas y dejándolas secar durante aproximadamente cinco horas se obtuvieron cinco probetas que se emplearon para el ensayo de tracción (Figura 57).

Figura 57. Probetas de resina



**Evaluaciones de la Matriz Compuesta.** Con el objetivo de determinar el valor de algunas de las propiedades mecánicas de los moldes, se sometieron a pruebas de tracción y flexión especímenes de la misma matriz compuesta diseñada para fabricarlos. A continuación se detallan los pasos seguidos para llevar a cabo las pruebas.

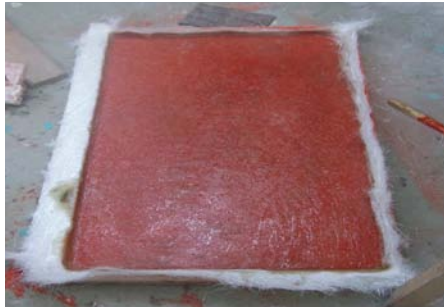
**Paso 1. Fabricación de una lamina de matriz compuesta.** Con el fin de conferir una mayor confiabilidad a los resultados, el mismo día en que se fabricaron los moldes se acondiciono una lámina de madera con un área  $0.7 \text{ m}^2$  como superficie de trabajo (Figura 58). Sobre la cual se aplico simultáneamente a la fabricación de los moldes, los mismos pasos aplicados sobre los positivos para la fabricación de sus respectivos moldes y que ya fueron explicados anteriormente obteniendo así una replica exacta de la matriz compuesta diseñada para la fabricación de los moldes (Figura 59).



Figura 58. Superficie de trabajo



Figura 59. Lámina de matriz compuesta



**Paso 2. Fabricación de las probetas.** Utilizando las normas ASTM D-790 <sup>11</sup> para ensayo de flexión a tres puntos de apoyo y la norma ASTM D- 638 <sup>1</sup> para ensayo de tracción y con la ayuda de un programa CAD se diseñaron plantillas de las respectivas probetas y se fijaron sobre la lamina de matriz compuesta (Figura 60), posteriormente empleando una colilla dora de disco y una cierra sin fin se obtuvieron la respectivas probetas de matriz compuesta (Figura 61 y Figura 62). Posteriormente al corte de las probetas se procedió a pulir cada una de ellas empleando una lija suave esto con el fin de desvanecer cualquier tipo de irregularidad ocasionada por las herramientas de corte evitando así que las probetas puedan fallar por irregularidad en la fabricación y no por las cargas de prueba aplicadas.

Figura 60. Plantillas de las probetas

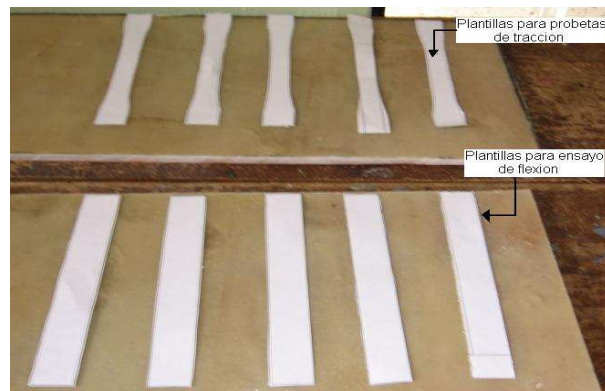


Figura 61. Probetas para ensayo de flexión



Figura 62. Probetas para ensayo de tracción



## 4. ANALISIS DE LOS RESULTADOS

### 4.1. RESISTENCIA A LA TRACCION DE LA RESINA POLIESTER ESTER VINILESTER

El ensayo de tracción fue realizado en la maquina universal de ensayos del laboratorio de materiales de la universidad autónoma de occidente. La velocidad de aplicación de la fuerza en el ensayo de tracción fue de 5 mm/minuto (Figura 63).

Figura 63. Maquina universal de ensayos



Los resultados del ensayo de tracción de la Resina Poliéster Ester Vinilester se aprecian desde la Figura 64 hasta la Figura 67

Figura 64. Esfuerzo vs. Deformación resina poliéster vinilester probeta 1

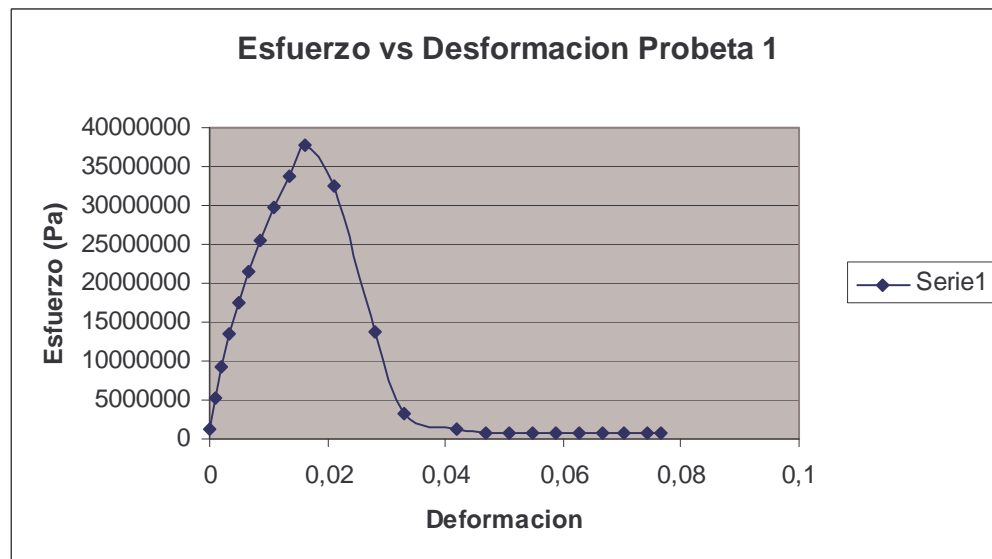


Figura 65. Esfuerzo vs. Deformación resina poliéster vinilester probeta 2

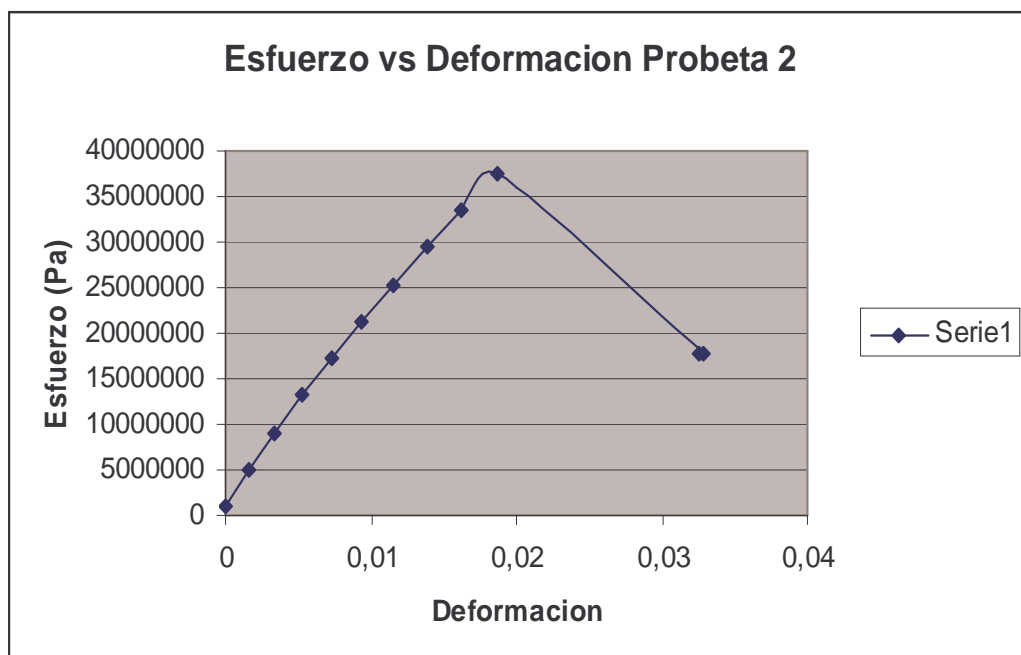


Figura 66. Esfuerzo vs. Deformación resina poliéster vinilester probeta 3

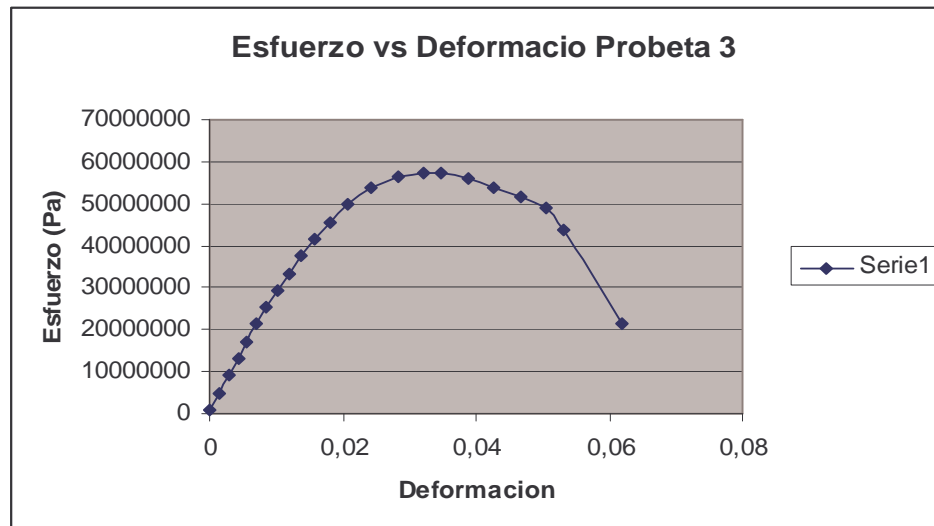
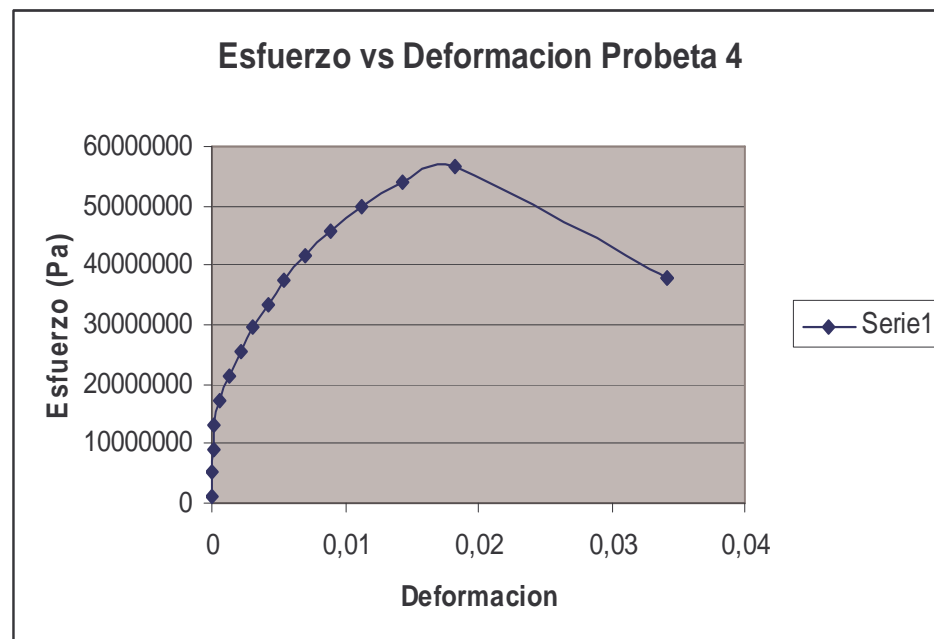


Figura 67. Esfuerzo vs. Deformación resina poliéster vinilester probeta 4



Como se puede apreciar en las anteriores figuras no se puede decir que todos los especímenes sometidos a la prueba presentaron el mismo comportamiento, pero se puede evidenciar que existieron similitudes de comportamiento entre ellos como por ejemplo entre la probeta 2 y la probeta 4 y las probetas 1 y 3 como se

evidencia en las Figura 65 y Figura 67 y la Figura 64 y Figura 66 respectivamente. Para determinar un valor aproximado de las propiedades mecánicas se uso métodos estadísticos, a partir de los cuales se obtuvieron los resultados que se muestran en la Tabla 10.

Tabla 10. Propiedades a tracción de la Resina Poliéster Ester Vinilester

<b>Probetas</b>	<b>Modulo de Elasticidad (GPa)</b>	<b>Esfuerzo Ultimo (MPa)</b>
Probeta 1	2,426671704	37,74559299
Probeta 2	1,895897394	37,55354447
Probeta 3	1,491375621	57,46873315
Probeta 4	3,621241867	56,45378706
Promedio	2,358796646	47,30541442
Desviación Estándar	0,800791782	9,662749646
Desviación Media	0,665160139	9,655845687

#### 4.2. RESISTENCIA A LA TRACCION DE LA MATRIZ COMPUESTA

Al igual que el ensayo de tracción realizado a las probetas de resina, el ensayo de tracción para las probetas de matriz compuesta fue realizado en la maquina universal de ensayos del laboratorio de materiales de la universidad autónoma de occidente. La velocidad del ensayo de tracción fue de 5 mm/minuto (Figura 68).

Los resultados del ensayo atracción de la matriz compuesta se aprecian a continuación desde la Figura 69 hasta la Figura 72.

Figura 68. Ensayo de tracción

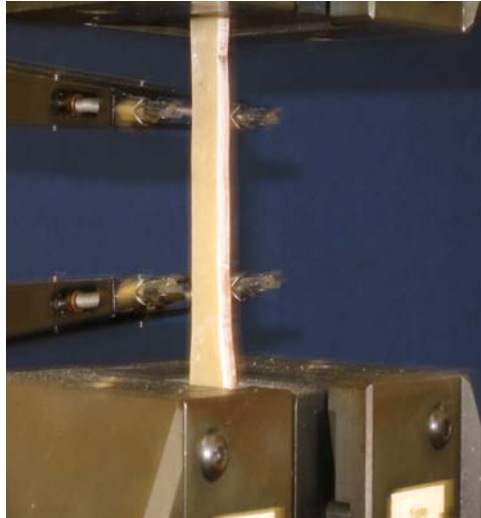


Figura 69. Esfuerzo vs. Deformación matriz compuesta probeta 1

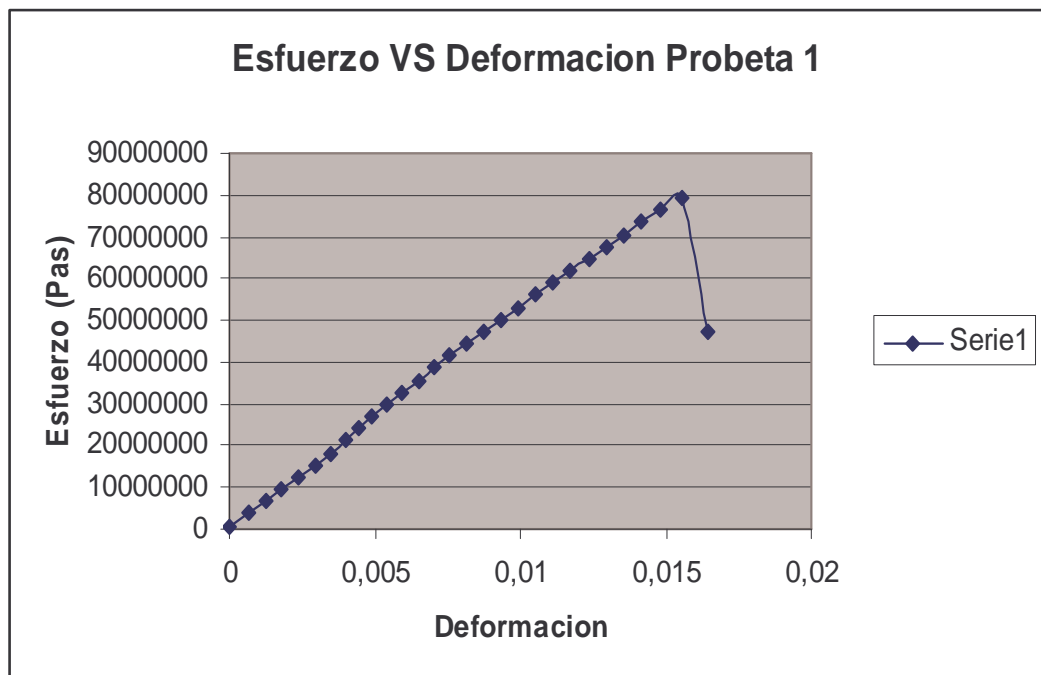


Figura 70. Esfuerzo vs. Deformación matriz compuesta probeta 2

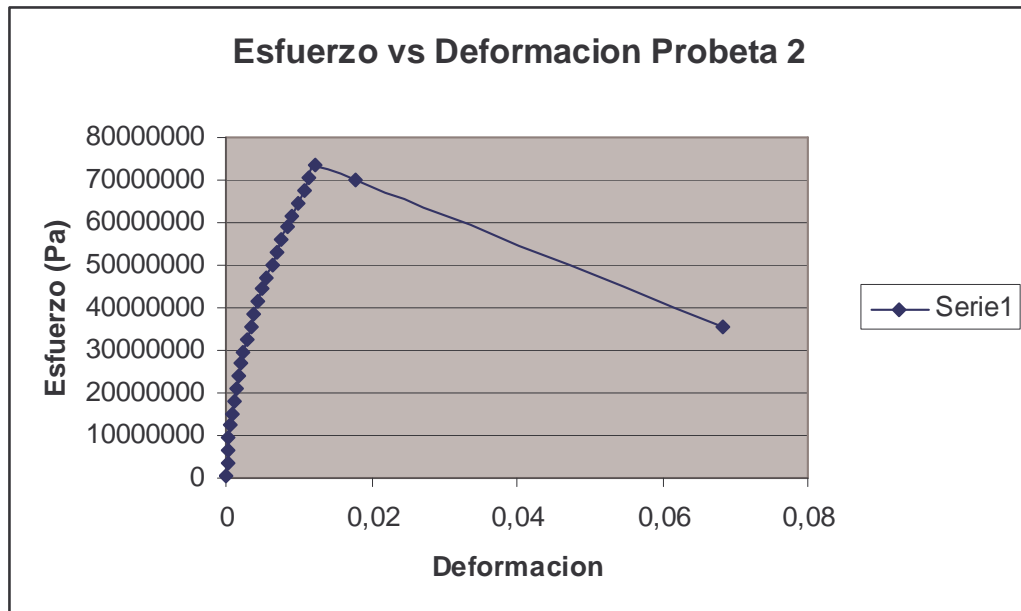


Figura 71. Esfuerzo vs. Deformación matriz compuesta probeta 3

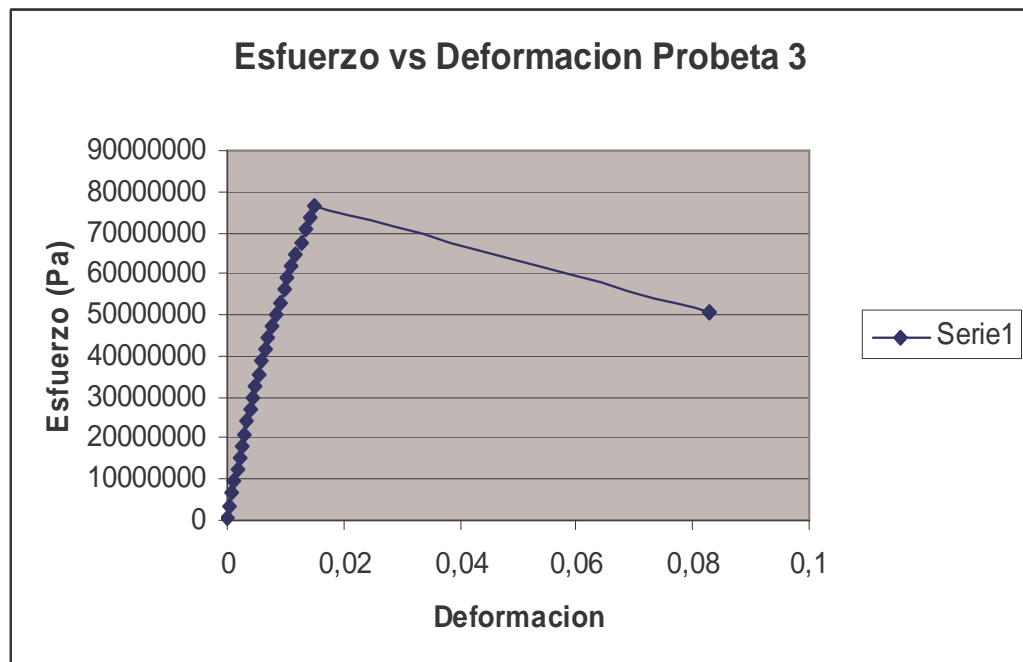
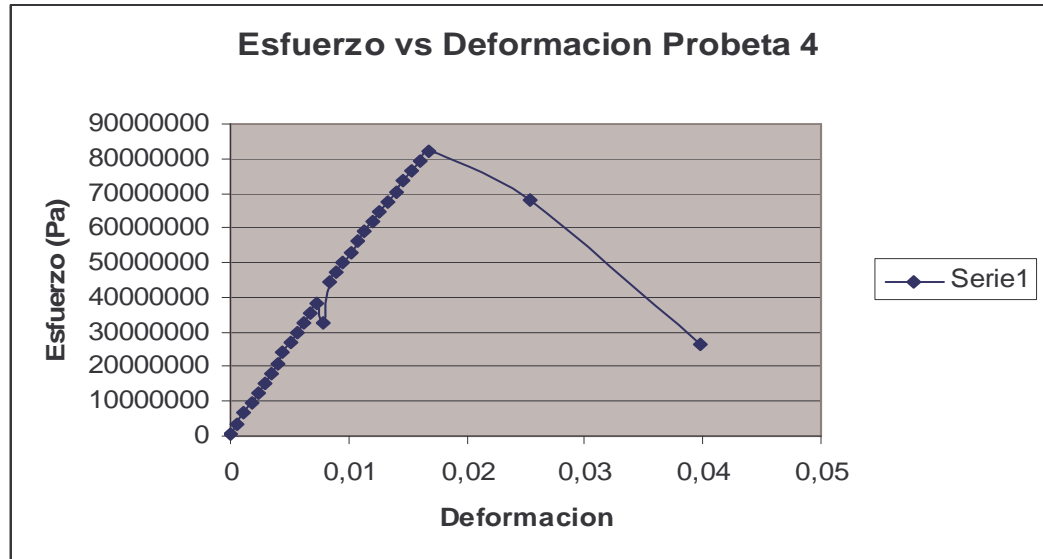




Figura 72. Esfuerzo vs. Deformación matriz compuesta probeta 4



Como se pudo observar el conjunto de especímenes de matriz compuesta sometidos a ensayo de tracción presentaron todos unos patrones de comportamiento lineal entre la carga aplicada y la deformación experimentada. También se observó el alto valor de las propiedades de la matriz compuesta diseñada utilizada en la fabricación de los moldes (ver Tabla 11).

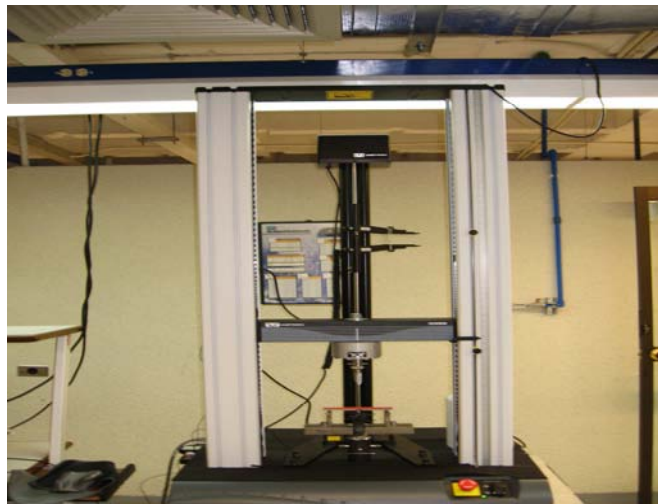
Tabla 11. Propiedades a tracción de la Matriz Compuesta

Probetas	Modulo de Elasticidad (GPa)	Esfuerzo Ultimo (MPa)
probeta 1	5,109320859	79,28305769
probeta 2	16,04930678	73,37254808
probeta 3	7,053466726	76,46480769
probeta 4	5,249411155	82,21875962
promedio	8,365376381	77,83479327
Desviación Estándar	4,50208369	3,282724608
Desviación Media	3,841965201	2,916115385

#### 4.3. RESISTENCIA A LA FLEXION DE LA MATRIZ COMPUESTA

El ensayo de flexión de las probetas de material compuesto, se llevo acabo en El laboratorio de materiales de la universidad autónoma de occidente, se empleo la máquina universal de ensayos para materiales compuestos de referencia *INSTRON*, (Figura 73) se empleo una velocidad de aplicación de carga de 5 mm/minuto.

Figura 73. Maquina de ensayos para materiales compuestos INSTRON



Desde la Figura 74 hasta la Figura 77se puede apreciar el comportamiento observado por cada uno de los especímenes de matriz compuesta sometidos a prueba no destructiva de flexión en tres puntos. En estas se puede apreciar que todos los especímenes de la muestra presentaron similar comportamiento por lo que se puede inferir que los valores tanto de carga aplicada y porcentaje de deformación experimentada para todas las probetas se encuentran dentro de un mismo rango.

Figura 74. Tensión vs. Deformación matriz compuesta robeta 1

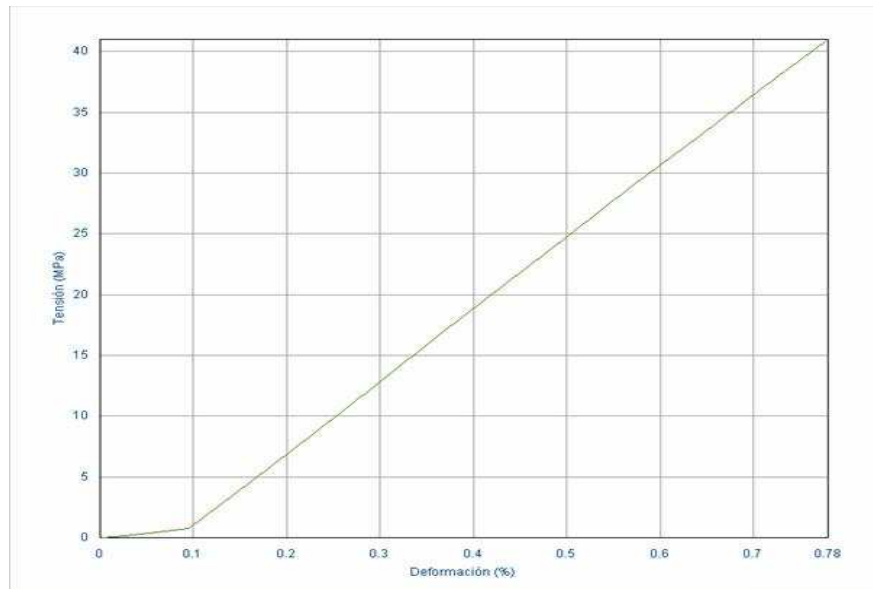


Figura 75. Tensión vs. Deformación matriz compuesta probeta 2

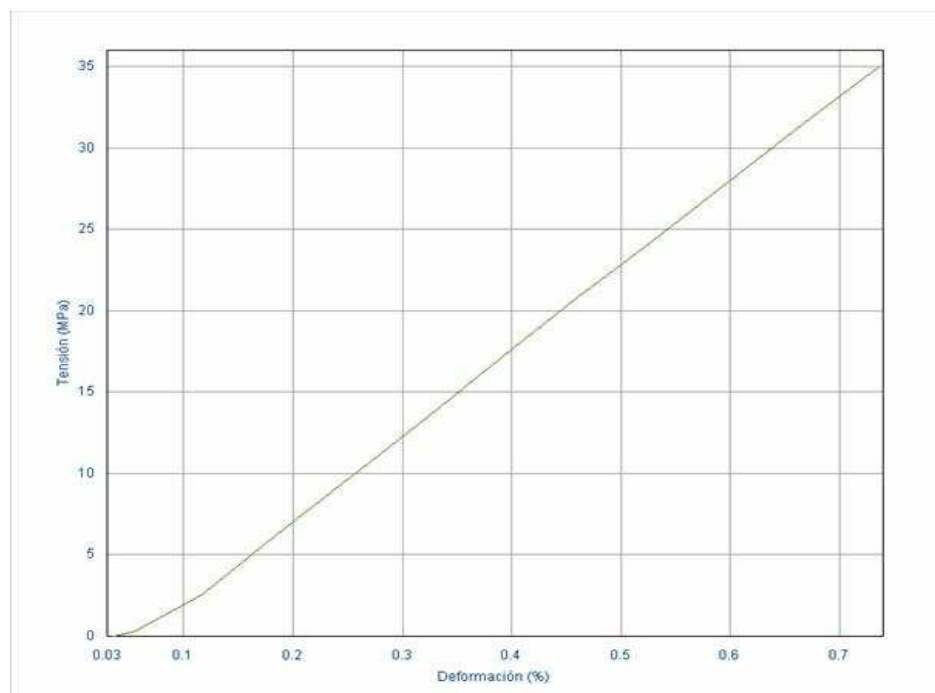


Figura 76. Tensión vs. Deformación matriz compuesta probeta 3

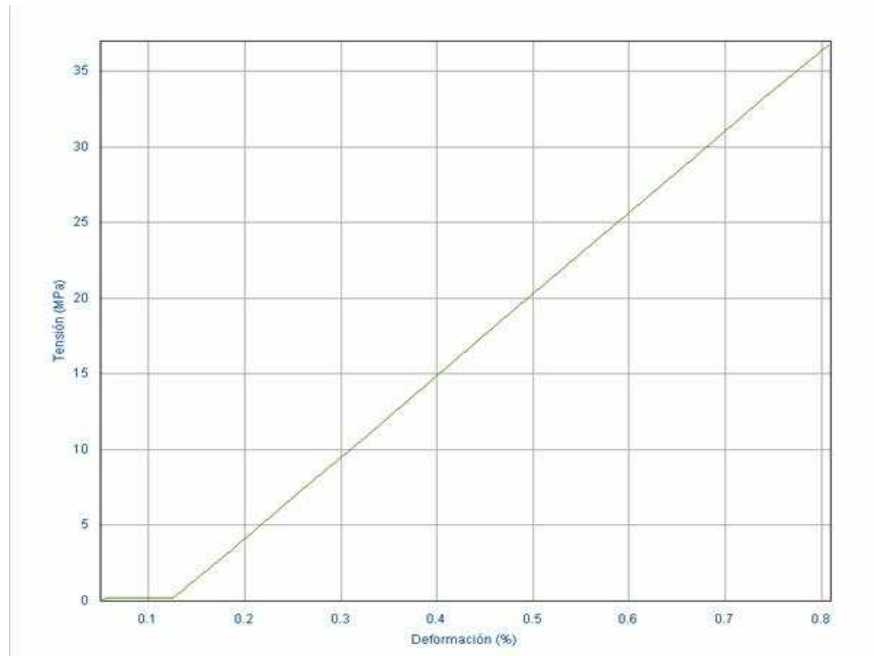
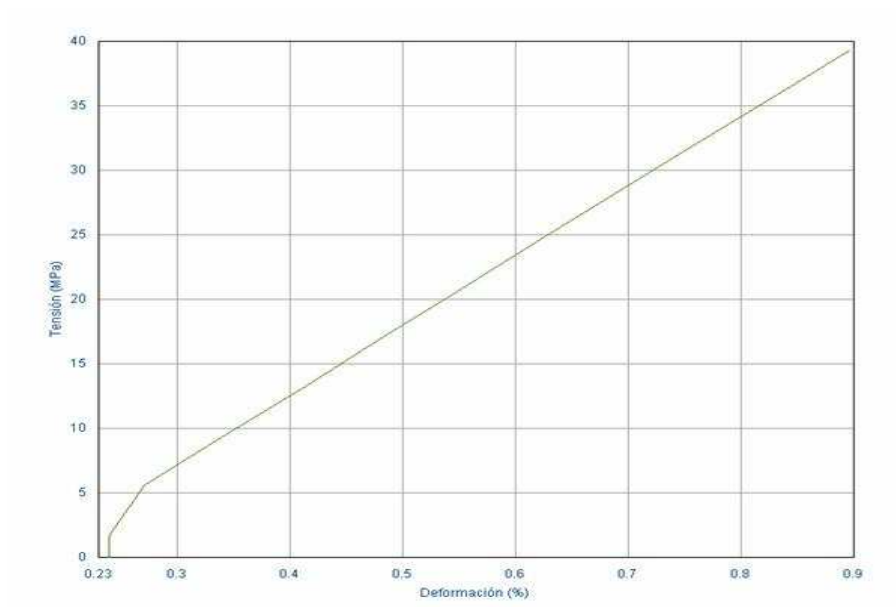


Figura 77. Tensión vs. Deformación matriz compuesta probeta 4

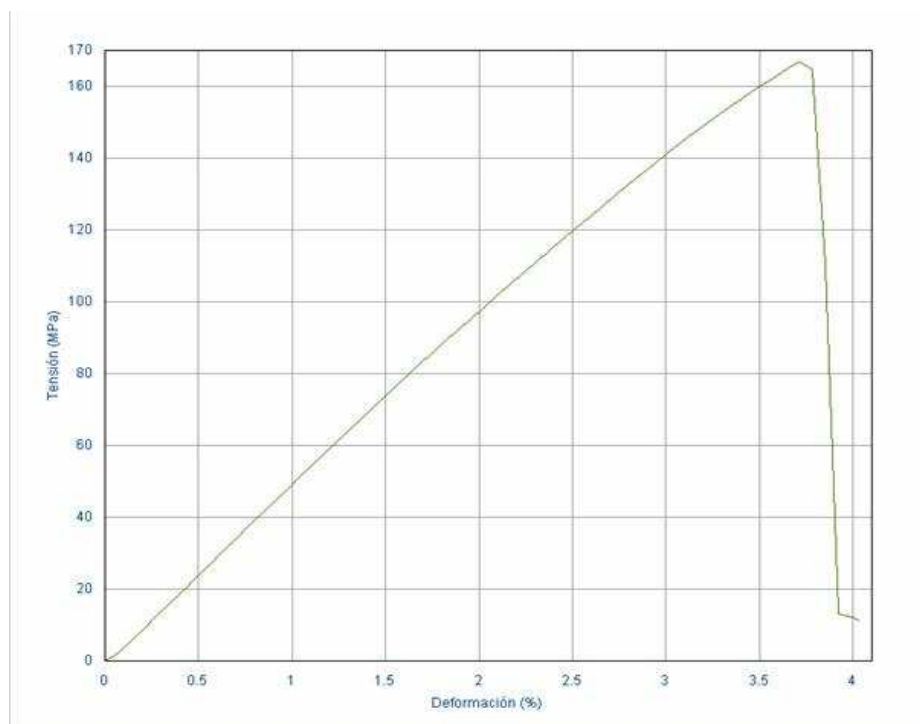


En la Figura 78 que se muestra a continuación se aprecia el comportamiento presentado por un espécimen de matriz compuesta que fue llevado hasta la destrucción en un ensayo de flexión entres puntos en el se puede ver los altos valores de de tensión y deflexión que puede resistir la matriz compuesta diseñada y empleada en la fabricación de los moldes antes de romperse como se muestra en la Tabla 12.

Tabla 12. Propiedades a flexión de la matriz compuesta

Probeta	Tensión Máx. (MPa)	Deformación Máx. (%)
Probeta 5	11.33	4.0374

Figura 78. Tensión vs. Deformación matriz compuesta probeta 5



## **5. CONCLUSIONES**

Los materiales tipo sándwich son una excelente alternativa de reducción de peso y de costos, manteniendo las propiedades mecánicas comparadas con los metales aplicados a la aeronáutica.

Se logro fabricar los modelos del ala izquierda, el canart, y estabilizador vertical como sus respectivos moldes en materiales compuestos. Mediante la aplicación de técnicas manuales de conformación de estructuras tipo sándwich.

Se pudo establecer que las propiedades mecánicas de los moldes fabricados son aceptables, aunque es necesario seguir haciendo pruebas tanto estructurales como aerodinámicas, a los posteriores moldes que se fabriquen como a las piezas finales.

Con los materiales compuestos se visualizó que su utilización ingenieril, no es tan compleja y que además presenta la ventaja de no necesitar máquinas complejas y robustas para dar forma a las piezas que se quieran construir, pues estos materiales permiten trabajarlos muy artesanalmente, logrando muy buenas propiedades específicas.

El proceso de fabricación de los moldes y modelos es muy lento debido a que es un proceso manual, por la que se hace necesario la adquisición de máquinas aplicadoras de fibra y resina para ayudar a agilizar dicho proceso.

## **6. RECOMENDACIONES**

- Se debe mejorar las condiciones del almacenamiento de lo materias primas dado que la exposición a las temperaturas que se presentan en el hangar pueden degradar las propiedades de estas y poner en peligro la funcionalidad de las piezas fabricadas.
- Se recomienda llevar un registró escrito de las técnicas empleadas por los constructores de la aeronave, que sirva como base para la capacitación de nuevos trabajadores del proyecto.
- Se deben intercambiar ideas y conceptos entre los diferentes fabricantes de aviones, ya que cada quien defiende el uso de la aplicabilidad de sus resinas así como la configuración de las fibras todo en pro del mejoramiento de la plataforma de la aviación en Colombia.
- Se recomienda dar capacitación técnica sobre el uso de materiales compuesto y resinas al personal involucrado en la fabricación del aeronave
- Se recomienda a la hora de fibrar un positivo hecho en icopor no utilizar resina poliéster o vinilester como humectante, pues estas resinas reaccionan químicamente con el icopor y daña el positivo.
- La espuma de PVC es un material con excelentes propiedades mecánicas pero es sumamente costoso y solo es posible obtenerlo en otro país, razón por la que se recomienda realizar los positivos en poliuretano conformado.

- Se recomienda no usar masillas de base nitro para dar acabado a los modelos dado que este tipo de masilla es incompatible con pinturas de poliuretano, lo que ocasionar desprendimientos en la superficie del positivo a la hora de abrir los moldes recién fabricados.
- Las masillas utilizadas para el proceso de nivelación se deben dejar curar completamente y aplicar en capas muy delgadas, de lo contrario estas solo endurecerán superficialmente o se demoraran demasiado en curar.
- Se recomienda que a la hora de fabricar piezas muy grandes se debe, tener en cuenta que al sacar su respectivo molde la pieza debe colocarse de tal manera que se deflexión sea mínima.
- Se recomienda usar fibra de vidrio MAT en la fabricación de modelos y moldes, puesto que es mas económica que la fibra de vidrio volan y presenta aceptables propiedades mecánicas.
- Para la construcción de modelos y moldes del X-01 FAC se deben de trabajar en unas condiciones controladas aceptables, puesto que las temperaturas del hangar donde se encuentra el proyecto varía ostensiblemente a tal punto que el proceso de curado de una resina puede variar, como también el proceso de secado de las masillas implementadas.
- Cuando se empleen pinturas autonivelantes sobre los modelos se debe dejar secar por completo la capa aplicada y posteriormente lijar en seco o sin la utilización de agua la pieza para retirar la carga de sedimento dejada por este tipo de pinturas.



## **BIBLIOGRAFIA**

American Standards for Testing Materials: Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics. Estados Unidos: ASTM, 1989. 400 p.

American Standards for Testing Materials: Standard Test Method for Tensile Properties of Fiber- Resin Composites. Estados Unidos: ASTM, 1989. 400 p.

American Standards for Testing Materials: Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials. Estados Unidos: ASTM, 1989. 400 p.

CLYNE, T. W. An Introduction Overview of MMC Systems: Types and Developments. University of Cambridge: CCMA001, 2001. 420 p

COURTHEY, T. H. Mechanical Behavior of Materials. Texas: Mc Graw Hill, 2000. 539 p.

SALOMÓN, C. Fibras Utilizadas en la Fabricación de Materiales Compuestos Avanzados. Revista de Plásticos Modernos. Vol. 80, No. 534 (2000); p. 661 – 673.

Enciclopedia Virtual Encarta. 2002. Version for Windows XP [CD-ROM]. Microsoft Corporation, 2000. 1 CD-ROM.

HECHT, R. L. Thermal Properties on Disc Brake Roughness Due to Thermo Elastic Instability. TMS Fall Meeting (1999); p 2 - 5.

HERAKOVICH, Carl. Mechanics of Fibrous Composites. Estados Unidos: John Wiley & Sons, 1998. 480 p.

LAVALLE, Lorenzo. Superficies de Mando y Control [en línea]. Argentina: Hangar57, 2002. [Consultado el 16 de Noviembre]. Disponible en Internet: <http://www.hangar57.com>.

PORTOCARRERO, Julián. Anteproyecto de Tesis Doctoral. Santiago de Cali, 2005. 250 p.

SUNDARARAJAN, V. Aluminum Composites In Aerospace Applications. Montreal: Concordia University, 1998. 483 p.